



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)»



## XLVIII АКАДЕМИЧЕСКИЕ ЧТЕНИЯ ПО КОСМОНАВТИКЕ

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

# Сборник тезисов

23–26 января 2024 года

Том 2



Москва

ИЗДАТЕЛЬСТВО  
МГТУ им. Н.Э. Баумана

2024

УДК 629.78(063)  
ББК 39.6  
А38

Издание доступно в электронном виде по адресу  
<https://press.bmstu.ru/catalog/item/8319/>

**XLVIII Академические чтения по космонавтике, посвященные памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых — пионеров освоения космического пространства** (Москва, 23–26 января 2024 года) : сборник тезисов : в 3 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, 2024.

ISBN 978-5-7038-6283-4

Т. 2. — 646, [2] с. : ил.

ISBN 978-5-7038-6428-9

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

Материалы представлены в форме тезисов докладов по тематике, являющейся предметом обсуждений в работе двадцати двух секций по соответствующим направлениям. Во второй том вошли материалы секций 11–15 и 17, 18.

УДК 629.78(063)  
ББК 39.6

*Издается в авторской редакции.*

ISBN 978-5-7038-6428-9 (т. 2)  
ISBN 978-5-7038-6283-4

© МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2024  
© Оформление. Издательство  
МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2024

---

## УЧАСТНИКИ

- Отделение энергетики, машиностроения, механики и процессов управления РАН
- ПАО «Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С.П. Королёва»
- НПО «Энергомаш» имени академика В.П. Глушко
- АО «ВПК «НПО машиностроения»
- Государственный космический научно-производственный центр имени М.В. Хруничева
- АО «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
- АО «Научно-производственное объединение им. С.А. Лавочкина»
- Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е. Жуковского
- Институт медико-биологических проблем РАН
- АО «Научно-исследовательский и конструкторский институт химического машиностроения»
- Российская академия космонавтики имени К.Э. Циолковского
- Ассоциация музеев космонавтики
- Научно-исследовательский испытательный центр подготовки космонавтов имени Ю.А. Гагарина
- АО «Научно-производственное предприятие «Квант»
- АО «Государственный ракетный центр имени академика В.П. Макеева»
- АО «Научно-производственный центр автоматики и приборостроения имени академика Н.А. Пилюгина»
- АО «Ракетно-космический центр «Прогресс»
- АО «Российские космические системы»
- Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова
- Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва
- Объединенный институт высоких температур РАН
- Военная академия Ракетных войск стратегического назначения имени Петра Великого
- Всероссийский научно-исследовательский институт авиационных материалов
- АО «Газпром космические системы»
- Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана (национальный исследовательский университет)
- Московский государственный университет имени М.В. Ломоносова
- Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)
- Томский государственный университет
- Российский экономический университет имени Г.В. Плеханова
- Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет)
- Уральский федеральный университет имени первого Президента России Б.Н. Ельцина
- Санкт-Петербургский государственный университет
- Северо-Кавказский федеральный университет

- ГЕОХИ РАН им. В.И. Вернадского
  - Московский инженерно-физический институт (МИФИ)
  - Российский университет транспорта (МИИТ)
  - Московский институт радиотехники, электроники и автоматики (МИРЭА)
  - Российский университет дружбы народов (РУДН)
  - Военно-космическая академия имени А.Ф. Можайского
  - АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М.Ф. Решетнева
  - КНИТУ-КАИ им. А.Н. Туполева
  - ОКБ «Новатор»
  - ФГУП «НПО «Техномаш»
  - ВУНЦ ВВС «Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина»
  - НПО «Тайфун», г. Обнинск
  - ФГУП «ВИАМ»
  - «Общественная академия изучения проблем» Информационно-логической и прикладной аномалогии» (АИПАН)
  - Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М.Ф. Решетнева
  - АО «НИИ турбокомпрессор им. В.Б. Шнеппа»
  - АО «Конструкторское бюро химавтоматики» (АО КБХА)
  - ООО «УСТех»
  - ООО «Эдвансд Пропалшн Системс»
  - ООО «Звезда»
  - ООО «ДиКонт»
  - Национальный Исследовательский Технологический Университет (НИТУ) «МИСиС»
  - Научно-исследовательский институт космических систем (НИИ КС) имени А.А. Максимова
  - АО «Конструкторское бюро «Арсенал» имени М.В. Фрунзе» («КБ «Арсенал»)
  - Научно-исследовательский институт механики Московского государственного университета имени М.В. Ломоносова (НИИ механики МГУ)
  - Московский физико-технический институт (МФТИ)
  - Акционерное общество «Научно-производственная корпорация «Космические системы мониторинга, информационно-управляющие и электромеханические комплексы» имени А.Г. Иосифьяна (АО «Корпорация «ВНИИЭМ»)
  - Санкт-Петербургский государственный университет
  - Научно-исследовательский институт прикладной математики и механики ТГУ
  - Сколковский институт науки и технологий
  - Военный университет Министерства обороны Российской Федерации
  - Федеральный исследовательский центр «Информатика и управление» Российской академии наук (ФИЦ ИУ РАН)
  - Национальный исследовательский университет «Высшая школа экономики» (НИУ ВШЭ)
  - ФГАОУ ВО «УрФУ имени первого Президента России Б.Н. Ельцина»
  - Институт проблем механики им. А.Ю. Ишлинского РАН
  - Институт автоматизации проектирования РАН
  - Институт космических исследований РАН
- и другие*

## Руководители оргкомитета

- В.А. Соловьев** — генеральный конструктор РКК «Энергия» им. С.П. Королёва, академик РАН, председатель
- Ю.И. Борисов** — генеральный директор Государственной корпорации по космической деятельности «Роскосмос», сопредседатель
- М.В. Гордин** — ректор Московского государственного технического университета имени Н.Э. Баумана (национальный исследовательский университет), канд. техн. наук, сопредседатель
- А.А. Александров** — президент Московского государственного технического университета имени Н.Э. Баумана (национальный исследовательский университет), доктор техн. наук, сопредседатель
- В.И. Майорова** — доктор техн. наук, профессор, ученый секретарь Чтений

## Программный комитет

- В.А. Соловьев** — академик РАН, председатель
- Ю.И. Борисов** — генеральный директор Государственной корпорации по космической деятельности «Роскосмос»
- М.В. Гордин** — ректор Московского государственного технического университета имени Н.Э. Баумана (национальный исследовательский университет), канд. техн. наук, сопредседатель
- А.А. Александров** — президент Московского государственного технического университета имени Н.Э. Баумана (национальный исследовательский университет), доктор техн. наук
- В.А. Садовничий** — ректор Московского государственного университета имени М.В. Ломоносова, академик РАН
- А.Г. Леонов** — генеральный директор, генеральный конструктор АО «ВПК «НПО машиностроения», доктор техн. наук
- И.В. Бармин** — член-корреспондент РАН, профессор, доктор техн. наук
- Г.А. Попов** — академик РАН
- О.М. Алифанов** — академик РАН
- В.И. Майорова** — доктор техн. наук, профессор
- В.Н. Зимин** — доктор техн. наук, профессор
- В.Т. Калугин** — доктор техн. наук, профессор
- Г.А. Щеглов** — доктор техн. наук, профессор
- Д.А. Ягодников** — доктор техн. наук, профессор
- И.Н. Омельченко** — доктор техн. наук, доктор экон. наук, профессор
- М.Ю. Овчинников** — доктор физ.-мат. наук, профессор
- В.В. Чугунков** — доктор техн. наук, профессор
- В.В. Зеленцов** — канд. техн. наук
- В.В. Корянов** — канд. техн. наук, доцент
- А.В. Фомичев** — канд. техн. наук, доцент
- П.В. Круглов** — доктор техн. наук, профессор
- Л.С. Точиллов** — канд. физ.-мат. наук
- С.А. Тузиков** — канд. техн. наук, доцент





**Секция 11. НАУКОЕМКИЕ ТЕХНОЛОГИИ  
В РАКЕТНО - КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКЕ**

---





УДК 629.7.01

## Концептуальные основы синергетической технологии исследовательского проектирования подвижных ракетно-космических комплексов, предназначенных для запуска малых космических аппаратов

Вокин Григорий Григорьевич<sup>1</sup> info.niiks@khrunichev.ru  
Насибулин Марат Шамильевич<sup>1</sup> info.niiks@khrunichev.ru  
Макаров Михаил Иванович<sup>1</sup> info.niiks@khrunichev.ru  
Старовойт Сергей Сергеевич<sup>2</sup> info.niiks@khrunichev.ru

<sup>1</sup> НИИ КС им. А.А. Максимова — филиал АО «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева»**Ошибка! Ошибка связи.** <sup>2</sup> КБ «Салют» АО «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева»

*В статье рассматриваются на принятом уровне общности актуальные вопросы оперативного доступа в космос в условиях кризисных ситуаций на основе использования предлагаемых для создания подвижных ракетно-космических комплексов (ПРКК), формируемых на базе ракет-носителей легкого класса (РНЛК) и оснащаемых малыми космическими аппаратами (МКА). Одновременно предлагается методический подход и определяется рациональная последовательность технологических этапов синергетического исследовательского проектирования упомянутых комплексов с целью предварительного формирования их технического облика первого приближения на основе использования программно-аппаратных средств поддержки, предназначенных для автоматизации и интеллектуализации процессов исследовательского проектирования.*

**Ключевые слова:** кризисная ситуация, подвижный комплекс, ракета-носитель легкого класса, малый космический аппарат, этапы проектирования, технический облик, средства компьютерной поддержки, автоматизированные рабочие места

В докладе обосновано предложение о необходимости и возможности обеспечения оперативного допуска в космос в условиях кризисных ситуаций на основе использования подвижных ракетно-космических комплексов, например, грунтового базирования, при этом в первом приближении определена их структура и способ базирования.

Предложенная одновременно технология определения технического облика первого приближения важнейших составных частей ПРКК сформирована на основе использования возможностей синергетической оптимизации характеристик проектируемого изделия с учетом ограничений, накладываемых на величины параметров изделия, исходя из условий возможностей его технической реализации.

Повышению качества поисковых исследований и сокращению времени их выполнения существенно может способствовать предложенная схема построения компьютерной поддержки на основе соответствующих аппаратно-программных средств оптимизации и интеллектуализации процессов поиска предварительных обликов проектируемых изделий [1–4].

**Литература**

- [1] Кантемиров Б.Н. *Михаил Клавдиевич Тихомиров*. Москва, Наука, 2014.
- [2] *Стратегические ракетные комплексы наземного базирования*. Москва, Военный парад, 2007.
- [3] Вокин Г.Г., Азаренко Л.Г. Концептуальные основы автоматизации исследовательского синергетического проектирования сложных технических объектов с использованием гибридных экспертных систем. *Труды 4 ЦНИИ МО*, 2019, т. 1, № 147.
- [4] Вокина С.Г. *Методология эффективного управления экономико-инновационной деятельностью многопрофильных предприятий сферы услуг*. Королёв, Технологический университет им. А.А. Леонова, 2018.

УДК 629.7

## **Совершенствование методического обеспечения приемочного контроля технических параметров и надежности иерархических систем космической техники в условиях мелкосерийного производства**

Насибулин Марат Шамильевич info.niiks@khrunichev.ru

Рудаков Валерий Борисович info.niiks@khrunichev.ru

НИИ КС им. А.А. Максимова — филиал АО «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева»

*Определены основные направления совершенствования методов проведения выборочного контроля для реализации оптимального планирования и проведения контроля выполнения требований к техническим параметрам и надежности систем космической техники.*

**Ключевые слова:** контроль, надежность, оптимизация, планирование, потери, риски 1 и 2 рода, техническая документация, технические параметры, требования, экономические затраты

Проведен анализ организации, особенностей и методов проведения выборочного контроля технических параметров и надежности сложных систем космической техники (КТ) при их производстве.

Показано, что постоянное усложнение конструкции систем КТ, обусловленное развитием новых технологий и возрастанием спектра задач, выполняемых в космосе, приводит к повышению требований к техническим параметрам, увеличением их количества, повышению требований к надежности таких систем что влечет за собой постоянное увеличение экономических затрат на контроль их выполнения.

При этом использование традиционных методов выборочного контроля в условиях мелкосерийного производства характеризуется недостатком статистической информации для достоверного подтверждения требований, которые задаются заказчиком в технической документации.

Определены основные направления совершенствования этих методов для реализации оптимального планирования и проведения контроля выполнения требований к техническим параметрам и надежности систем КТ [1–22].

### **Литература**

- [1] РК-11. Положение о порядке создания и серийного производства ракетных и космических комплексов. Москва, РОП, 2010.
- [2] Насибулин М.Ш., Макаров М.И., Рудаков В.Б. Задачи и особенности организации контроля технических параметров и надежности иерархических систем космиче-

- ской техники в условиях мелкосерийного производства. *Труды 4 ЦНИИ МО РФ*, 2023, вып. 174, с. 8–17.
- [3] Беляев Ю.К., Колмогоров А.Н. Экономичные планы приемочного контроля. *Доклад на 4 Всесоюзном математическом съезде*. Ленинград, 1966.
- [4] Волков Л.И., Рудаков В.Б. *Статистический контроль иерархических систем*. Москва, СИП РИА, 2002.
- [5] Меньшиков В.А., Рудаков В.Б., Сычев В.Н. *Контроль качества космических аппаратов при отработке и производстве*. Москва, Машиностроение, 2009.
- [6] Шор Я.Б. *Статистические методы анализа и контроля качества и надежности*. Москва, Сов. Радио, 1962.
- [7] Гнеденко Б.В., Беляев Ю.К., Соловьев А.Д. *Математические методы в теории надежности*. Москва, Наука, 1965.
- [8] Коуден Д.Д. *Статистические методы контроля качества*. Москва, Физматгиз, 1961.
- [9] Хэнсен Б. *Контроль качества*. Москва, Прогресс, 1968.
- [10] Вальд А. *Последовательный анализ*. Москва, Физматгиз, 1960.
- [11] Беляев Ю.К. *Вероятностные методы выборочного контроля*. Москва, Наука, 1975.
- [12] Червоный А.А., Лукьященко В.И., Котин Л.В. *Надежность сложных систем*. Москва, Машиностроение, 1972.
- [13] Карпов Л.И., Литвинов В.Г., Яворский В.А. *Инженерные методы оценки и контроля качества в серийном производстве*. Москва, Изд-во стандартов, 1984.
- [14] Робертсон А. *Управление качеством*. Москва, Прогресс, 1974.
- [15] Шиндовский Э., Шварц О. *Статистические методы управления качеством*. Москва, Мир, 1976.
- [16] Бендерский А.М. и др. *Стандартизация статистических методов управления качеством*. Москва, Изд-во стандартов, 1983.
- [17] Лондер М.И. *Статистические методы контроля надежности в условиях серийного производства*. Москва, Знание, 1970, вып. 2, 42 с.
- [18] Фишбейн Ф.И. *Методы планирования испытаний для контроля показателей надежности*. Москва, Знание, 1980.
- [19] Лapidус В.А. *Гибкие процедуры контроля качества и надежности*. Москва, Знание, 1983, вып. 1, 72 с.; 1985, вып. 2, 61 с.
- [20] Кузьмин Ф.И. *Задачи и методы оптимизации показателей надежности*. Москва, Сов. радио, 1972.
- [21] Донецкая Т.В., Сиднев А.Г. Инженерный метод определения вероятностей ошибок 1 и 2 рода при допусковом контроле параметров. *Метрология: Прил. к журн.: Измерительная техника*, 1983, № 8, с. 3–10.
- [22] Райфа Г., Шлейфер Р. *Сопряженные распределения*. Москва, Статистика, 1977.

УДК 631.396 + 623.76

## **Методы оптимизации информационных процессов формирования помехоустойчивых кодов в высокоскоростных космических инфотелекоммуникационных системах**

Кукушкин Сергей Сергеевич      info.niiks@khrunichev.ru  
Насибулин Марат Шамильевич      info.niiks@khrunichev.ru  
Макаров Михаил Иванович      info.niiks@khrunichev.ru

НИИ КС им. А.А. Максимова — филиал АО «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева»

*Статья посвящена определению перспектив развития технологий кодирования данных и сообщений, передаваемой на основе создаваемых высокоскоростных космических радиолиний (ВРЛ). На основе проведенного анализа показана необходимость совершенствования существующих методов помехоустойчивого кодирования передаваемых данных, обеспечивающих возможность для существенного повышения показателей достоверности и целостности передаваемой высокоскоростной информации. Основная проблема, которая становится существенной преградой на пути реализации космических ВРЛ связана ограничениями на пропускную способность радиоканалов и их энергетический бюджет. Предлагаются новые методы и технологии ее разрешения. Они включают в себя необходимость выполнения следующих подготовительных операций: нетрадиционного представления данных и сообщений с использованием образов-остатков, с последующим преобразованием сформированного двоичного кода в предлагаемое логическое помехоустойчивое троичное кодирование. Приведен предлагаемый алгоритм формирования троичных кодов, которые по своим функциональным возможностям и технологиям их применения не имеют принципиальных отличий от традиционной практики помехоустойчивого кодирования, ориентированной на двоичное кодирование. Рассмотрены и методы формирования проверочных символов к ним, использование которых обеспечивает наиболее экономичный переход к расширенному применению элементов искусственного интеллекта в области передачи информации. Обоснован достигаемый положительный эффект от применения разработанных инновационных технологий.*

**Ключевые слова:** системы передачи информации и их эффективность, теория помехоустойчивого кодирования и составляющие ее основу алгебраические модели, замещающее кодирование передаваемых сообщений троичным кодом

Научная и практическая значимость разработки модернизированных методов помехоустойчивого кодирования потоков передаваемых данных имеет ярко выраженную тенденцию к повышению. Этому способствуют: 1) быстрорастущая сложность космических Программ и, как результат этого, существенное повышение скоростей повышения передаваемой информации; 2) требования опережающего развития космических средств передачи информации, как основного фактора повышения результативности космических технологий; 3) необходимость сокращения количества нештатных

и аварийных ситуаций; 4) требования увеличения продолжительности жизненного цикла КА [1].

Но при использовании существующих методов и технологий попытки добиться приемлемого качества разрешения существующего множества противоречий становятся все более безуспешными. Их возможности не безграничны и в настоящее время они уже фактически исчерпаны. Работоспособность существующих помехоустойчивых кодов ограничена вероятностями искажения бит ( $P_6$ ), которые не должны быть больше значения  $10^{-2}$ , в то время, как чрезвычайно быстрый рост уровня помех различного происхождения, подводит к необходимости увеличения этой границы до значений  $10^{-1}$ . Существующие методы и технологии такой возможности не предоставляют [2].

При этом в наименьшей степени проработаны вопросы повышения показателей эффективности передачи информации, которые связаны с оптимизацией информационных процессов, составляющих основу повышения эффективности помехоустойчивого кодирования передаваемой информации. Необходимость в этом проявляется всегда, когда прежние методы экстенсивного этапа развития техники оказываются не способными обеспечить требуемое качество получения продукта [3].

В докладе рассмотрены новые резервы и реализованные на их основе методы, составляющие основу модернизации существующих существующего помехоустойчивого кодирования передаваемых данных и аппаратно-программных средств передачи информации по беспроводным каналам связи. Основная их направленность связана с повышением показателей полноты, достаточности и достоверности информации, получаемой в условиях помех, при одновременном выполнении требований, относящихся к помехозащищенности передаваемой информации в условиях дефицита энергетического бюджета и ограничений на пропускную способность каналов связи [4].

В результате проведенных исследований показано, как на основе разработанных методов и технологий появляется возможность выделения новых информационных свойств, учитывающих специфические особенности передаваемых данных. Такую возможность предоставляет использование методов и технологий, основу которых составляет нетрадиционное представление передаваемых сообщений образами-остатками. В результате этого обеспечивается возможность использования единой для всех систем передачи данных (СПД) технологии комплексного разрешения существующего множества противоречий на основе замены ранее использовавшейся системы представления данных другой проблемно-ориентированной и более подходящей для повышения ее эффективности. Также показано, что в результате таких операций обеспечивается возможность полезного использования «внутренних» структур представления передаваемых данных и сообщений, которые вписываются в методы и технологии, использующие существующие «внешние» структуры данных. В этом случае, инновации оказываются реализованными при формировании «внутренних» структур

представления передаваемых данных и сообщений, поэтому существующая аппаратура «не замечает» их присутствия.

Полученные результаты обладают теоретической новизной и представляют ценность при практическом использовании.

### **Литература**

- [1] Программа «Цифровая экономика Российской Федерации». Распоряжение Правительства Российской Федерации от 28.07.2017 № 1632-р.
- [2] Зюко А.Г. *Помехозащищенность систем связи*. Москва, Связь, 1978.
- [3] Кукушкин С.С. *Теория конечных полей и информатика. В 2 т. Т. 2. Методы и алгоритмы, классические и нетрадиционные, основанные на использовании конструктивной теоремы об остатках*. Москва, МО РФ, 2003.
- [4] Блейхут Р. *Теория и практика кодов, контролирующих ошибки*. Москва, Мир, 1986.

УДК 621.833.3

## Исследования жесткости беззазорного нереверсивного роликовинтового механизма для изделий космической техники

Носова Офеля Али кызы<sup>1</sup>

ofelia\_06@mail.ru

Хапаев Олег Аликович<sup>1</sup>Блинов Дмитрий Сергеевич<sup>2</sup>

dmitriyblinov@mail.ru

Носов Александр Сергеевич<sup>1</sup>

alekstambov@mail.ru

<sup>1</sup> АО «Государственный космический научно-производственный центр имени М.В. Хруничева»<sup>2</sup> МГТУ им. Н.Э. Баумана

*В конструкциях космических аппаратов, в технологическом оборудовании для их изготовления, при сборке, транспортировке, а также в оборудовании для обеспечения старта ракет используются различные линейные приводы. Наиболее перспективными из них являются электромеханические приводы на базе планетарных роликовинтовых механизмов (ПРВМ). Линейные приводы бывают реверсивными и нереверсивными, а оснащаются они одними и теми же ПРВМ. При этом нереверсивные приводы имеют меньшую жесткость, нагрузочную способность и точность, чем могли бы иметь, то есть не используются все их возможности. Для устранения этого недостатка нереверсивных линейных приводов разработан новый беззазорный ПРВМ со сборной гайкой, имеющий полу-гайки с разной длиной резьбы. Это позволяет повысить в 1,5 раза нагрузочную способность и жесткость и почти в 3,5 раза ресурс нового механизма по сравнению с аналогичными характеристиками известного ПРВМ со сборной гайкой. Внедрение нового нереверсивного беззазорного ПРВМ сулит значительный экономический эффект.*

**Ключевые слова:** беззазорный винтовой механизм, жесткость, точность, нагрузочная способность

**Введение.** Изделия космической техники состоят из очень большого количества механических комплектующих элементов (агрегатов, механизмов, узлов и деталей). При изготовлении этих элементов, их сборке, транспортировке и других операциях, а также в системах обеспечения пуска космического аппарата участвует очень много разнообразного оборудования, которое также состоит из различных комплектующих элементов [1]. В составе всего, указанного выше, оборудования используются различные механические приводы, в том числе электромеханические. Область их применения в аэрокосмической отрасли постоянно расширяется, так как они обладают большой надежностью, хорошей управляемостью, малой массой, удобством хранения и замены и т. д. Кроме того, они являются более экологичными и не создают проблем при утилизации. Ими все чаще и чаще заменяют электрогидравлические приводы.

Отсюда применение электромеханических приводов становится более перспективным, а их исследования актуальными.

Основу электромеханических приводов составляют силовые механизмы, которые подразделяются в основном на механизмы вращения и линейные



приводы [2], которые занимают достаточно большую нишу в оборудовании для космической техники.

**Обзор линейных приводов. Выбор объекта исследований.** В линейных приводах в основном доминируют винтовые механизмы, которые подразделяются по реализуемому трению на механизмы скольжения и механизмы качения. Последние почти по всем параметрам превосходят винтовые механизмы скольжения [2], поэтому они должны использоваться в космической технике. Известны две принципиальные конструкции винтовых механизмов качения — это шариковинтовые передачи (ШВП) и роликовинтовые механизмы (РВМ). РВМ превосходят ШВП по большинству эксплуатационных параметров и имеют большое число конструктивных разновидностей, что является также достоинством этих механизмов, так как можно подобрать наиболее рациональный механизм для заданных условий эксплуатации.

К линейным приводам космической техники предъявляют целый ряд требований, среди которых одними из важнейших являются обеспечение высокой надежности, высокой точности позиционирования и высокой осевой жесткости. Для обеспечения высокой точности позиционирования РВМ должны быть беззазорными. В работе [3] приведен обзор беззазорных РВМ. С учетом высокой надежности следует выбрать традиционный планетарный роликовинтовой механизм (ПРВМ) со сборной гайкой, состоящей из двух одинаковых полугаек и компенсатора между ними. В этом механизме сборочные зазоры выбираются с помощью сближения полугаек и конечное положение полугаек фиксируется компенсатором, таким образом он становится беззазорным. Но, выигрывая в точности, этот механизм почти в 2 раза проигрывает в нагрузочной способности и осевой жесткости и в 8 раз в ресурсе. При этом высокая жесткость относится к важнейшим требованиям, предъявляемым к линейным приводам космической техники.

*Цель исследования* — разработать новую конструкцию беззазорного ПРВМ со сборной гайкой, позволяющую повысить жесткость и нагрузочную способность по сравнению с известным аналогичным механизмом. Сделать приблизительную оценку выигрыша в указанных параметрах разработанной конструкции.

**Разработка беззазорного ПРВМ.** На основании анализа конструкции известного ПРВМ со сборной гайкой было сделано предположение, что повысить осевую жесткость и нагрузочную способность этого механизма можно только за счет утраты им реверсивности. Рассмотрев номенклатуру линейных приводов, было установлено, что их количество достаточно велико. Такие приводы применяются в конструкциях прессов, кантователей, в технологическом оборудовании и оснастке для изготовления деталей и узлов космических аппаратов, в оборудовании для монтажа и транспортировки; в испытательных стендах; в устройствах для обеспечения старта ракет и т. д.

Передавая нагрузку только в одну сторону, в линейных беззазорных приводах одна гайка не работает и является только поддерживающей. Значит

привод работает с меньшей жесткостью, нагрузочной способностью и точностью, то есть не используют все свои возможности. Иногда это приводит к выбору большего типоразмера беззазорного ПРВМ, а это следовательно увеличивает массу, габариты и потери энергии. Кроме того, необходимы более габаритные опорные устройства, а иногда и двигатель с большей мощностью. Если не увеличивать типоразмер беззазорного ПРВМ, то существенно снижается ресурс и надежность. То есть разработка более жестких и грузоподъемных неререверсивных приводов сулит значительный экономический эффект.

Был разработан новый неререверсивный беззазорный ПРВМ со сборной гайкой [4], на который получен патент. Он отличается от известного механизма тем, что его полугайки имеют разную длину. Длина одной полугайки в 1,5 раза больше длины другой полугайки. Изменилась конфигурация и размеры корпусных деталей, с помощью которых полугайки сжимаются и создается сила предварительного натяга необходимая для того, чтобы выровнять неравномерность распределения рабочей осевой силы между витками роликов и деформировать нежесткий шероховатый контактный слой на витках резьбовых деталей (винте, роликах и полугайках). За счет этого повышается контактная жесткость сопрягаемых витков резьбовых деталей.

**Оценка эффективности внедрения разработанного неререверсивного беззазорного ПРВМ.** В работе [4] было определено, что разработанный неререверсивный беззазорный ПРВМ позволяет повысить в 1,5 раза нагрузочную способность и почти в 3,5 раза ресурс по сравнению характеристиками аналогичного известного беззазорного ПРВМ.

Для винтовых механизмов жесткость оценивается величиной осадки винта по отношению к гайке при приложении к винту статической нагрузки. В любых ПРВМ жесткость будет складываться из осевых перемещений при сжатии винта в пределах гайки, из контактной жесткости сопрягаемых витков винта и всех роликов, из осевых перемещений роликов под действием осевых распределенных сил, из контактной жесткости сопрягаемых витков всех роликов и гайки и из осевых перемещений при сжатии гайки, опирающейся на недеформированное основание. Все расчеты проводились с учетом целого ряда сделанных допущений. Как показали расчеты осевые перемещения роликов можно не учитывать, так как со стороны винта действуют сжимающие распределенные силы, а с противоположной стороны (со стороны гайки) действуют растягивающие распределенные силы. Расчет контактных перемещений в стыках витков винта и роликов и в стыке витков роликов и гайки показал, что в сумме эти перемещения для разработанного механизма примерно в 1,45–1,5 раза меньше, чем для известного механизма. Примерно также разработанный механизм выигрывает у известного по осевым перемещениям винта и гайки, как бруса.

**Экспериментальные исследования жесткости неререверсивных беззазорных ПРВМ.** Для подтверждения результатов теоретических исследований

планируется цикл экспериментов по определению характеристик жесткости нового разработанного механизма и известного для их сравнения. В настоящее время разработана конструкция разработанного безззорного ПРВМ и экспериментального стенда для испытаний. Разработана методика проведения экспериментов и изготовлена часть деталей механизма и экспериментального стенда.

**Заключение.** Разработанный нереверсивный безззорный ПРВМ позволяет повысить примерно в 1,5 раза жесткость и нагрузочную способность по сравнению с известным аналогичным механизмом, что является основанием для внедрения в конструкции линейных приводов изделий космической техники.

### Литература

- [1] Сердюк В.К. *Проектирование средств выведения космических аппаратов*. Москва, Машиностроение, 2009.
- [2] Андриенко Л.А., Байков Б.А., Захаров М.Н. *Детали машин*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2014.
- [3] Блинов Д.С., Егоров О.В., Носов А.С. Обзор известных конструкций безззорных планетарных роликвинтовых механизмов и разработка новых конструкций с цельной тонкостенной гайкой. *Справочник. Инженерный журнал*, 2018, № 12, с. 17–26.
- [4] Носова О.А.К., Денискин Д.Г., Блинов Д.С., Носов А.С. Конструкция безззорного нереверсивного винтового механизма для изделий космической техники. *XLVII Академические чтения по космонавтике, посвященные памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых — пионеров освоения космического пространства: сб. тез. в 4 т.* Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2023, т. 2, с. 135–138.

УДК 629.78

## Проект по созданию малобюджетного низкоорбитального малого космического аппарата дистанционного зондирования поверхности Земли

Блинов Виктор Николаевич

driller.ae@khrunichev.ru

Косицын Валерий Владимирович

driller.ae@khrunichev.ru

КБ «Салют» АО «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева»

*Освещены основные положения по проекту создания перспективного малого космического аппарата, создаваемого с широким участием студенческого конструкторского бюро «ОмГТУ, Полет — малое КБ». Определены цели и задачи проекта, этапность его реализации, концептуальный подход к созданию космического аппарата, принципы создания бортовой аппаратуры минимальной стоимости. Основой формирования проектно-конструктивного облика космического аппарата принят многоцелевой (унифицированный) подход к формированию структуры и состава бортовых систем.*

**Ключевые слова:** студенческое конструкторское бюро, малый космический аппарат, многоцелевые методы

**Введение.** Актуальность данного проекта обусловлена как нарастающей потребностью отечественных заказчиков в простых и дешевых малых космических аппаратах дистанционного зондирования Земли (МКА ДЗЗ), производимых массово, так и острым кадровым голодом, характерным для предприятий отрасли.

Целью настоящего проекта является подготовка инженерных кадров для Центра Хруничева путем участия студенческого конструкторского бюро (СКБ) «ОмГТУ, Полет — малое КБ» в пилотном проекте создания летного образца демонстратора низкоорбитального МКА ДЗЗ. Основным назначением МКА-Демонстратора является демонстрация возможности создания МКА минимальной стоимости для решения задач ДЗЗ, в том числе:

- геопозиционирования стационарных и подвижных радиоисточников, съемка поверхности Земли в видимом диапазоне;
- съемки поверхности Земли в видимом диапазоне в панхроматическом (не более 1 м) и мультиспектральном (не более 2,5 м) режимах;
- возможности создания приборов бортовой аппаратуры МКА с использованием ЭРИ класса «industrial» и покупных функциональных блоков общепромышленного назначения.

**Методы.** Определена этапность создания МКА по принципу «от простого к сложному»:

- вариант № 1 (МКА 80ПС1): МКА ДЗЗ с целевой аппаратурой геопозиционирования стационарных и подвижных радиоисточников, съемка поверхности Земли в видимом диапазоне. Предполагаемая орбита функционирования — солнечно-синхронная, высотой 550 км;

– вариант № 2 (МКА 80ПС2): МКА ДЗЗ с оптико-электронным комплексом съемки поверхности Земли в видимом диапазоне с разрешением менее 1 м в панхроматическом режиме, менее 2,5 м в мультиспектральном режиме. Предполагаемая орбита функционирования — солнечно-синхронная, высотой 380–400 км.

Сформулированы следующие принципы создания МКА:

МКА создается как экспериментальный с минимальной стоимостью на этапе серийного изготовления (основной критерий при формировании состава и систем). Ожидаемая стоимость серийного образца составляет не более 12 млн рублей. При этом масса МКА не минимизируется и определяется в ходе работ;

– выведение МКА осуществляется на РН «Ангара-1.2» (попутный запуск, боковое крепление в составе адаптера);

– требования к гарантийному сроку активного существования МКА не предъявляются. Ожидаемый срок активного существования МКА — 3 года;

– требования Положения РК-11-КТ не предъявляются, наземная экспериментальная отработка МКА-Демонстратора проводится в минимальном объеме на штатном МКА в объеме комплексной программы экспериментальной отработки;

– МКА создается на основе рабочей 3D-модели. 3D-модель является первичным источником информации и используется на всех этапах жизненного цикла (при изготовлении, сборке, испытаниях, эксплуатации). Чертежная документация выпускается в минимальном объеме.

Концептуальный подход к созданию МКА с ОЭК основан на использовании покупной оптической трубы, покупной астрокамеры, их оснащении и конструктивной доработке с целью адаптации в составе МКА. Принятый подход обеспечивает снижение стоимости создаваемого ОЭК.

Основу создания МКА составляет многоцелевой (унифицированный) подход к формированию облика МКА в виде множества значений вектора проектно-конструктивных параметров  $\{S_{MKAi}\}$ , определяющих структурный состав МКА [1, 2]:

$$\{S_{MKAi}\}: S_B \times S_{Цi} \times S_{Ki}. \quad (1)$$

$S_B$  — множество значений параметров, определяющих базовую структуру (состав) служебной платформы, используемую при решении всех принятых целевых задач: Ц1, Ц2;

$S_{Цi}$  — множество значений параметров, определяющих комплектуемые структуры в виде целевой аппаратуры Ц1 или Ц2;

$S_{Ki}$  — множество значений параметров, определяющих комплектуемые структуры при решении отдельных целевых задач.

**Результаты.** С использованием принятого концептуального подхода, при формировании конструктивно-компоновочной схемы МКА, определены:

– внешняя компоновка МКА в части выбора формы, размеров МКА, конфигурации панелей батарей солнечных (БС), расположения стационарных

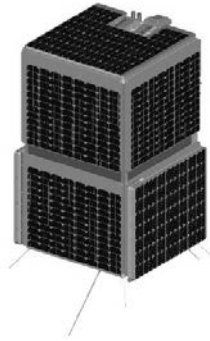
и раскрывающихся БС относительно корпуса МКА, средств обеспечения ориентации и стабилизации МКА, а также механического и электрического интерфейса МКА с системой отделения;

– внутренняя компоновка МКА в части расположения приборов целевой и служебной аппаратуры.

Помимо установленного оптико-электронного комплекса (ОЭК), проектный облик маневрирующей низкоорбитальной платформы ДЗЗ в основном определяется электротермической двигательной установкой, гравитационным устройством, расположением стационарных и раскрывающихся солнечных панелей, расположением и видом боковой системы отделения МКА (см. рисунок).



а



б



в

Проектный облик МКА с ОЭК

**Обсуждение.** Сформированный подход к определению облика МКА ДЗЗ позволяет решать задачу сокращения стоимости как на этапе создания демонстратора, так и серийного образца МКА. При этом основными направлениями сокращения стоимости выступают: создание МКА как экспериментального по «безбумажной» технологии с приоритетом простых конструкторско-технологических решений, проведение минимального объема наземной экспериментальной отработки, применение широко доступных комплектующих при создании аппаратуры МКА и др.

## Литература

- [1] Брусов В.С., Баранов С.К. *Оптимальное проектирование летательных аппаратов. Многоцелевой подход.* Москва, Машиностроение, 1989.
- [2] Матвеев Ю.А., Ламзин В.А., Ламзин В.В. *Основы проектирования модификаций космических аппаратов дистанционного зондирования Земли.* Москва, МАИ, 2015.

УДК 629.786.2.05

## Проблемные вопросы информационно-телеметрического обеспечения полета ракет-носителей и разгонных блоков при запуске с космодрома «Восточный»

Богданов Сергей Анатольевич

[murashov.aa@khrunichev.ru](mailto:murashov.aa@khrunichev.ru)

Коновалов Владислав Петрович

[murashov.aa@khrunichev.ru](mailto:murashov.aa@khrunichev.ru)

Мурашов Александр Алексеевич

[murashov.aa@khrunichev.ru](mailto:murashov.aa@khrunichev.ru)

НИИ КС им. А.А. Максимова — филиал АО «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева»

*Рассмотрены вопросы повышения оперативности, глобальности и информативности телеметрического контроля полета ракет-носителей тяжелого класса и разгонных блоков за счет использования космических систем ретрансляции и навигации, а также использования мобильных измерительных пунктов.*

**Ключевые слова:** *ракета-носитель, разгонный блок, зона радиовидимости, диапазон частот, космическая система, наземный измерительный пункт, навигационная информация, телеметрическая информация, скорость передачи информации, спутник-ретранслятор, космическая система, многофункциональная космическая система ретрансляции*

В первом десятилетии XXI века принято решение о создании космодрома «Восточный», как одного из факторов независимого доступа России в космическое пространство. На космодроме продолжается создание наземной космической инфраструктуры (НКИ) для запуска ракет-носителей (РН) различного назначения (социально-экономического, научного, двойного и другого назначения).

Особое значение имеет решение о создании на космодроме «Восточный» ракетно-космического комплекса (РКК) тяжелого класса (ТК).

РКК ТК должен обеспечивать запуск ракет космического назначения в широком диапазоне наклонений для вывода космических аппаратов (КА) различной массы и энерговооруженности на различные орбиты (низкоорбитальные, средневысотные, геостационарные (ГСО), геопереходные (ГПО с высотой апогея до 80–100 тыс. км), отлетные к планетам солнечной системы и дальнего космоса. Планируются запуски как автоматических, так и пилотируемых КА, в том числе для развертывания и обслуживания перспективной с высоким наклонением российской орбитальной станции (РОС).

Важнейшее значение при этом имеет информационное обеспечение на этапе предстартовой подготовки, запуске и контроле полета РН и выводимых полезных нагрузок создаваемых перспективных космических систем (КС).

Для информационного обеспечения привлекаются наземные измерительные средства космодрома «Восточный», созданного наземного автоматизированного комплекса управления (НАКУ) КА научного и социально-экономического назначения (НСЭН) Роскосмоса, НАКУ Министерства обо-



роны РФ, привлекаются средства других космодромов, измерительных пунктов и научных организаций Российской академии наук и других ведомств.

В рамках наземно-космической инфраструктуры (НКИ) рассматривается комплекс средств измерений, сбора и обработки (КСИСО) телеметрической и навигационно-баллистической информации, обеспечивающий сбор и обработку информации на активном участке полета РН. После отделения от РН орбитального блока (ОБ — разгонный блок (РБ) с выводимым КА или другой полезной нагрузкой), функции контроля и обработки информации выполняет наземный измерительный комплекс (НИК) ОБ (РБ), формируемый на базе той же НКИ.

Средства КСИСО и НИК выбираются с учетом состава бортовых измерительных комплексов (БИК) контролируемых РН и РБ, а также с учетом характеристик космических информационных систем навигации, связи, ретрансляции, обеспечивающих функционирование БИК и наземных измерительно-управляющих средств.

За годы космической эры сменилось несколько поколений средств контроля и управления ракетно-космической техники (РКТ), их тактико-технические характеристики улучшились в несколько раз, иногда на несколько порядков.

На космодроме «Восточный» собраны и будут далее внедряться лучшие образцы созданных к настоящему времени технических средств КСИСО и НИК.

Рассматривая перспективы развития КСИСО и НИК, следует учитывать следующие факторы:

– географическое положение космодрома «Восточный», широкий спектр наклонений орбит и траекторий выведения РН и КА, а также размещение пунктов и средств КСИСО и НИК практически только на территории страны, что не позволяет осуществлять непрерывный контроль и получение необходимой информации в реальном времени;

– постоянно возрастающие требования к информативности, точности, надежности и к другим характеристикам КСИСО и НИК, что обусловлено ростом задач, усложнением РКТ, созданием новых технологий.

При запуске с космодрома «Восточный» РН ТК (типа используемых на северном полигоне) в восточном направлении (наклонение незамкнутой начальной орбиты порядка 51,7 градусов) пункты и имеющийся парк средств КСИСО в составе приемных телеметрических станций типа МПРС и МРТК с антенными системами (АС) космодрома может обеспечить непрерывную зону гарантированного приема (ЗГП) высокоинформативной ТМИ от бортовой информационно-телеметрической системы типа «ОРБИТА IV АН5» с максимальной информативностью М16 на всем АУТ до отделения ОБ (747 секунда полета).

В состав КСИСО при этом входят средства восточного командного пункта (ВКИП: пл. 9, пл. 2), мобильные измерительные пункты (МИП) космодрома, имеющие зону гарантированного приема (ЗГП) до 506 секунды, средства строящегося измерительного пункта (ИП) «Сахалин» (уверенный прием ТМИ



до 601 секунды). Начиная с этого момента прием ТМИ может обеспечить только ОКИК-6, расположенный на Камчатке.

При запуске на северные наклонения (93,7 градуса) ВКИП имеет ЗГП примерно до 560 секунды. Для приема ТМИ на всем АУТ в состав КСИСО необходимо дополнительно включить МИП у побережья Ледовитого океана. Возможные пункты размещения МИП «Алыкель», «Тикси», «Хатанга».

Использование модернизированной РН ТК с более тяжелой полезной нагрузкой. При запуске на восточное направление окончание АУТ может выходить из ЗРВ КСИСО. Предложено оборудовать III ступень РН модернизированной высокоскоростной абонентской аппаратурой ретрансляции (ВААР-М) для передачи ТМИ через спутник-ретранслятор (СР) многофункциональной космической системы ретрансляции (МКСР) «Луч-М». Этот вопрос требует дополнительной проработки с точки зрения достижимой информативности и сопряжения с НКИ, включающей КИС «Клен-Р», центр управления ретрансляцией (ЦУРС), центр обработки телеметрической и навигационной информации.

Проблемным вопросом построения и развития НИК для контроля и управления ОБ, РБ, а также агрегатными модулями (АМ), выполняющими функции РБ, является обеспечение контроля, а в перспективе и управления при выполнении динамических операций вне зон радиовидимости (ЗРВ) наземных средств НИК и КСИСО.

В настоящее время с учетом ограничений по зонам радиовидимости средств непосредственная передача ТМИ с ОБ и РБ при полете на промежуточных, переходных и целевых орбитах производится только в зонах прямой радиовидимости этих объектов с наземных измерительных пунктов (НИП) при условии, что наклонная дальность между РБ и НИП не выходит за пределы дальности гарантированного приема (ДГП) ТМИ, зависящей от информативности в сеансе связи, диапазона частот, структуры передаваемых телеметрических сигналов, требований по помехоустойчивости приема и, главное, от энергетики радиоканала, определяемой мощностью передатчиков, чувствительностью приемных устройств, коэффициентами усиления и диаграммами направленности бортовых и наземных антенн.

В ЗРВ ТМИ передается на НИПы НИК и КСИСО. Вне ЗРВ ТМИ записывается в бортовые статические запоминающие устройства, а при последующем входе в ЗРВ в режиме воспроизведения передается вместе с текущей ТМИ.

Можно отметить, что многие динамические операции с включением бортовых маршевых и корректирующих двигательных устройств выполняются полностью или частично вне ЗРВ (над Южным полушарием, Северной Америкой, Африкой, Антарктидой, акваторией океанов).

Существующая структура ИКК и НАКУ, состав, количество и характеристики технических средств, принятые решения по БИК позволяют выполнить задачи ИТО и НБО в полном объеме при отсутствии аварийных и серьезных нештатных ситуаций, связанных с динамическими операциями РН и ОБ.

Однако, учитывая возможность отказов в двигательных установках при выводе на целевую орбиту, отделении групп КА, орбите увода и т. д., необходимо принимать специальные меры для получения необходимой ТМИ и определения причин аварийных ситуаций

В случае нештатных ситуаций (НШС) ТМИ может быть утеряна, что не позволяет однозначно оценить причины НШС и выполнение задач запуска РКН.

При неполучении информации о проведении динамических операций в штатном или аварийном режиме вне ЗРВ необходимо принимать специальные меры для получения необходимой ТМИ и определения причин возможных аварийных ситуаций.

Так, прием ТМИ в ЗРВ на целевой орбите может проводиться в условиях неопределенности о результатах выполнения импульса МД по выведению на переходную или целевую орбиту и отделению ОБ. В этих случаях приходится предусматривать подключение к приему ТМИ резервных антенн и МПРС, настраивая их на прием по целеуказаниям для возможных аварийных орбит.

К НБО на этапе выведения, развертывания и эксплуатации системы предъявляются требования контроля с требуемой оперативностью и точностью траектории движения ракеты космического назначения (РКН).

В соответствии с исходными данными, в ходе предварительного проектирования КСИСО определено, что при запусках КА на солнечно-синхронные, круговые и другие орбиты траектория выведения на целевые орбиты находится в зоне сплошного навигационного поля систем космической навигации ГЛОНАСС и GPS. Точность определения навигационных параметров по данным бортовой навигационной аппаратуры потребителей (НАП), будет достаточна для решения целевых задач. Эта навигационная информация в составе ТМИ передается в наземные пункты КСИСО для решения задач навигационно-баллистического обеспечения запуска.

Расчеты показали, что существующие наземные антенно-фидерные устройства и приемно-регистрирующие станции позволяют принимать ТМИ систем «Орбита IV АН5» и «Астра» с требуемой скоростью передачи М16 и М8.

Поскольку характер возможных нештатных ситуаций вне ЗРВ заранее не известен (полный отказ, частичная недоработка импульса МД и т. п.) возможна потеря информации, затрудняющая установить причины аварии. Кардинальным путем решения этой проблемы является использование космических систем ретрансляции (КСР) для обеспечения связи с РКН и КА вне ЗРВ стационарных наземных пунктов. В течении нескольких десятилетий имеется опыт применения КСР для этих целей [1–3]. Это наши спутники-ретрансляторы (СР) «Луч» и «Альтаир» в 80–90-е годы, зарубежные КСР «TDRSS» в США, «Тяньлянь» в КНР и др.

В настоящее время в нашей стране развернута многофункциональная космическая система ретрансляции (МКСР) в составе трех геостационарных СР, обеспечивающая практически глобальную связь с космическими объектами в шаровом поясе вокруг Земли высотой до 2000 км. МКСР в течение

нескольких лет применяется для передачи ТМИ с РБ «Фрегат» и видеоинформации с РН.

Созданная низкоскоростная абонентская аппаратура ретрансляции (ААР) работает в S-диапазоне частот через всенаправленную антенну СР со скоростью передачи десятки бит/с, а через остронаправленную параболическую антенну со скоростью до 32 кбит/с. Такая информативность ААР не полностью устраивает разработчиков модернизированных и перспективных РКН. Разрабатывается высокоскоростная ААР (ВААР).

Вопрос применения МКСР требует дальнейшей проработки по увеличению на порядок скорости передачи ТМИ через СР за счет создания более эффективных бортовых антенн РН и РБ с гарантированными коэффициентами усиления порядка 2–5 при маневрах РБ, обеспечения их взаимного наведения с антеннами СР, использования помехоустойчивого кодирования, применения более высокого диапазона частот, сопряжения ААР с БРТС, согласования всех вопросов с разработчиками МКСР и ее наземного сектора (КИС «Клен-Р», центр управления ретрансляцией и другими элементами [4, 5].

## Литература

- [1] Коновалов В.П., Макаров М.И., Медведев А.А., Иванов В.Л., Чаплинский В.С. Космические системы ретрансляции информации для обеспечения функционирования ракетно-космической техники (ретроспектива, состояние и перспективы развития). *Двойные технологии*, 2017, № 4, с. 40–46.
- [2] Макаров М.И., Макатров А.С., Богданов С.А., Куцевалов А.Т., Коновалов В.П. Информационно-телеметрическое обеспечение разгонных блоков в первой половине XXI века. *Научные труды Научно-исследовательского института космических систем имени А.А. Максимова*. Москва, НИИ КС им. А.А. Максимова, 2012, т. 1, с. 177–191.
- [3] Тестоедов Н.А., Косенко В.Е., Выгонский Ю.Г., Кузовников А.В. и др. *Космические системы ретрансляции*. Москва, Радиотехника, 2017.
- [4] Богданов С.А., Коновалов В.П., Мурашов А.А., Прут В.И. Проблемные вопросы контроля выведения многоспутниковых низкоорбитальных космических систем комплексного обслуживания потребителей. *XLVII Академические чтения по космонавтике, посвященные памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых — пионеров освоения космического пространства: сб. тез. в 4 т.* Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2023, т. 2, с. 139–141.
- [5] Богданов С.А., Коновалов В.П., Мурашов А.А. Требования информационно-телеметрическому обеспечению контроля выведения многоспутниковых низкоорбитальных космических систем. *Информационно-управляющие и измерительные системы 2023. Матер. XV отраслевой НТК*. Москва, АО «НПО ИТ», 2023, с. 51–59.

УДК 629.7.017.1

## Методический подход к оценке контрольных уровней основных показателей надежности перспективных космических ракетных комплексов

Гончаров Владимир Владимирович

krylov.ag@khrunichev.ru

Клименко Юрий Львович

krylov.ag@khrunichev.ru

Ковардаков Алексей Викторович

Насибулин Марат Шамильевич

krylov.ag@khrunichev.ru

НИИ КС им. А.А. Максимова — филиал АО «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева»

*Разработан единый методический подход к интервальной оценке контрольных уровней основных показателей надежности космических ракетных комплексов, в основе которого лежит использование эмпирического байесовского подхода до начала летных испытаний, и использование традиционного байесовского подхода на этапе летных испытаний космических ракетных комплексов. Эффективность предложенного подхода продемонстрирована на примерах оценки коэффициента готовности и вероятности успешного выведения космического аппарата на заданную орбиту.*

**Ключевые слова:** космический ракетный комплекс, ракета-носитель, космический аппарат, контрольный уровень, показатель надежности, методический подход, летные испытания

Так как показатели надежности космических ракетных комплексов (КРК) носят вероятностный характер, в соответствии с действующими нормативными документами по надежности космических систем и комплексов рекомендованы три основных показателя: вероятность нахождения в состоянии готовности к выполнению операций подготовки ракеты космического назначения (РКН) к пуску (коэффициент готовности), вероятность подготовки РКН на техническом комплексе (ТК) и стартовом комплексе (СК) из различных готовностей за установленное время и вероятность успешного выведения космического аппарата (КА) на заданную орбиту. Данные показатели не могут быть инструментально измерены и для их оценки должны быть применены вероятностно-статистические методы.

Вместе с тем по завершении летных испытаний (ЛИ) и на начальном этапе эксплуатации перспективных КРК статистических данных, необходимых для получения достоверных оценок показателей надежности традиционными методами математической статистики, бывает явно недостаточно. Как следует из результатов исследований, приведенных в [1], для подтверждения единичного показателя надежности КРК, заданного на уровне 0,985 с доверительной вероятностью 0,9, требуется  $\approx 150$  безотказных пусков, а на уровне 0,99 с доверительной вероятностью 0,9 требуется  $\approx 250$  безотказных пусков. Возникает противоречие между необходимостью количественной оценки высокого уровня надежности и малым объемом исходных данных для ее получения.

В процессе оценивания показателей надежности КРК разработчик располагает информацией о них еще до начала автономных, комплексных испытаний его изделий вследствие того, что разработка КРК осуществляется в условиях стабильного производства, обеспечивающего возможность достоверного прогнозирования параметров изделий КРК. Существует большой накопленный опыт создания элементов КРК, являющихся для проектируемого объекта прототипами (аналогами), имеются теоретические модели прогнозирования характеристик надежности КРК, исходя из надежности входящих в него элементов. Информацию, имеющуюся до начала испытаний, называют априорной.

Эта информация может быть представлена укрупненно в виде совокупностей выборок результатов независимых испытаний КРК — аналогов или априорных распределений исследуемых показателей надежности.

Задача заключается в том, чтобы, объединяя априорную информацию и экспериментальные данные, получить оценки выбранного показателя надежности. Предлагается эмпирический байесовский подход [2–4] использовать для оценки основных показателей надежности КРК до начала ЛИ, далее использовать эту оценку в качестве априорной при применении традиционных байесовских процедур [2–5] для оценки основных показателей надежности КРК по результатам ЛИ, а также исследовать свойства получаемых оценок в зависимости от исходных данных и тенденции изменения интервальных оценок, полученных с заданной доверительной вероятностью в зависимости от объемов накопленной экспериментальной информации.

В соответствии с действующими нормативными документами при определении в ТТЗ требований к надежности КРК и контроле их выполнения устанавливается процедура поэтапного подтверждения выполнения требований с использованием контрольных уровней.

Контрольные уровни показателей надежности могут быть установлены отдельным техническим решением головного разработчика и заказчика, согласованным с головными научно-исследовательскими организациями заказчика и ракетно-космической промышленности.

При определении контрольных уровней показателей надежности необходимо учитывать их нормативные значения, а также прогнозные значения, полученные по результатам эскизного (технического) проектирования КРК.

Из вышеизложенного следует, что процесс оценки и контроля показателей надежности КРК и его элементов должен представлять собой поэтапное их определение, начиная с этапа проектирования — точечная оценка показателя (математическое его ожидание, прогнозная оценка показателя надежности), полученная расчетным путем, которая может быть использована в некоторых случаях как априорная для получения расчетно-экспериментальных оценок надежности на последующих этапах: наземной экспериментальной обработки, летных испытаний и эксплуатации.

Приведенная схема получения оценок показателей надежности предполагает последовательный полный учет информации о надежности КРК, что

предполагает использование байесовских процедур интервального оценивания, позволяющих на единой методической основе получать интервальные оценки всех основных показателей надежности КРК.

Вместе с тем следует отметить, что если для единичных основных показателей надежности КРК байесовские процедуры интервального оценивания хорошо проработаны, то для такого показателя, как коэффициент готовности, представляющего из себя комплексный показатель, отражающий два свойства: безотказность и ремонтпригодность, данные процедуры отсутствуют. Поэтому разработка байесовских процедур оценивания в указанном случае является актуальной и представляет как практическую, так и научную ценность.

Модели и алгоритмы для определения коэффициента готовности КРК как системы с восстановлением могут быть получены для тех случаев, когда все распределения наработки до отказа и времени восстановления отдельных элементов являются экспоненциальными, т. е. процесс функционирования КРК описывается однородным марковским процессом.

Следует отметить, что предположение об экспоненциальности не всегда оправдано. Однако, согласно [2], если наработка до отказа элементов значительно больше времени ремонта, при определении коэффициента готовности КРК его функционирование можно описать однородным марковским процессом.

Предположение об экспоненциальности распределений наработки до отказа и времени восстановления подтверждается результатами многолетней эксплуатации КРК. Так, для современных КРК соотношение наработки до отказа элементов и времени их ремонта находится в пределах  $10 \div 20 : 1$ .

Тогда справедлива следующая постановка задачи — требуется определить точечные и интервальные оценки коэффициента готовности КРК как функции оценок интенсивности отказов и восстановлений КРК.

В свою очередь, для определения контрольных уровней коэффициента готовности КРК необходимо разработать алгоритмы для вычисления точечных и интервальных оценок параметра экспоненциального распределения на основе байесовского подхода с учетом специфики их использования для определения коэффициента готовности КРК.

Результаты сравнения интервальных оценок коэффициента готовности, полученных классическим методом и методом, предложенным авторами, позволили сделать следующие выводы:

- наибольшая эффективность методики проявляется на начальном этапе летных испытаний и эксплуатации КРК при наблюдении до 8–10 отказов и восстановлений);

- при тенденции к сокращению объемов летных испытаний современных КРК, а также с учетом того, что в процессе летных испытаний часть отказов может быть отнесена к разряду незачетных, предложенную методику целесообразно распространить и на начальный период эксплуатации КРК;

- при условии наблюдения порядка 40 отказов классическая и байесовская интервальная оценка коэффициента готовности КРК практически совпа-



дают, что подтверждает состоятельность оценок, получаемых по предлагаемой методике;

– при неограниченном возрастании количества отказов КРК и, соответственно, неограниченном времени испытаний КРК, нижние границы доверительных интервалов, полученные разными методами, стремятся к нормативному значению коэффициента готовности как для классического, так и для предлагаемого подходов.

Особого внимания заслуживает оценка основного показателя надежности КРК — вероятности успешного выведения КА на заданную орбиту, в основе которой лежит оценка безаварийности средств выведения — вероятности сохранения работоспособного состояния в процессе выведения РН или РБ. Это связано с тем, что для периодов дежурства или подготовки РКН к пуску на ТК и СК возможные отказы КРК не приводят к потере РН (РБ), а отказ КРК на этапе выведения полезной нагрузки на заданную орбиту (авария РКН) приводит в конечном счете к потере полезной нагрузки.

В связи с этим в представленной работе авторами предлагается особое внимание уделить методическим аспектам повышения достоверности оценки безаварийности средств выведения на основе байесовских методов, позволяющих объединять ограниченную опытную информацию о результатах летных испытаний КРК с информацией, накопленной в период проектирования и отработки для повышения достоверности оценок данного показателя надежности.

Следует отметить, что если для единичных показателей надежности КРК хорошо проработаны, то для показателя надежности — вероятность успешного выведения КА на заданную орбиту, зависящего от ряда дополнительных показателей надежности байесовские процедуры интервального оценивания отсутствуют. И разработка байесовских процедур оценивания контрольных уровней основного показателя надежности КРК в указанном случае является актуальной и представляет как практическую, так и научную ценность.

Авторами получены аналитические выражения и конструктивные вычислительные схемы для определения вероятности успешного выведения КА на заданную орбиту. Результаты исследований, проведенных по разработанным алгоритмам оценки вероятности успешного выведения КА на заданную орбиту, показали следующее:

– предлагаемый метод позволяет установить взаимосвязь подтвержденного контрольного уровня вероятности выведения КА на заданную орбиту, полученного по результатам наземной экспериментальной отработки, с контрольным уровнем, заданным для этапа летных испытаний КРК;

– наибольшая эффективность метода проявляется на этапе летных испытаний и начальном этапе эксплуатации КРК;

– при современной тенденции к сокращению объемов летных испытаний современных КРК, а также с учетом того, что в процессе летных испытаний КРК часть отказов может быть отнесена к разряду незачетных, предложен-

ный метод целесообразно распространить и на начальный период эксплуатации КРК;

– при условии наблюдения порядка 40 успешных применений КРК классическая и байесовская интервальная оценка контрольного уровня рассматриваемого основного показателя надежности КРК практически совпадают, что подтверждает состоятельность оценок, получаемых по предлагаемому методу;

– при неограниченном возрастании количества применений КРК нижние границы доверительных интервалов, полученные при различных априорных оценках, стремятся к нормативному значению вероятности успешного выведения КА на заданную орбиту.

### Литература

- [1] Кулиш Н.С., Скоробогатов О.П., Тюрина Д.Д. Разработка методики и верификация программы для определения требуемого объема летных испытаний ракет-носителей и разгонных блоков. *Космонавтика и ракетостроение*, 2014, № 6 (79), с. 167–174.
- [2] Гончаров В.В., Клименко Ю.Л., Кучеров А.А. Применение байесовского подхода для оценки контрольных уровней коэффициента готовности перспективных космических ракетных комплексов. *XLV Академические чтения по космонавтике, посвященные памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых — пионеров освоения космического пространства: сб. тез. в 4 т.* Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2021, т. 2, с. 351–353.
- [3] Де Гроот М. *Оптимальные статистические решения*. Москва, Мир, 1974, с. 160–187.
- [4] *Надежность и эффективность в технике. Справочник в 10 т. Проектный анализ надежности*. Москва, Машиностроение, 1987, т. 4, с. 184–211.
- [5] Капур К., Ламберсон Л. *Надежность и проектирование систем*. Москва, Мир, 1980, с. 386–403.



УДК 004.428.4

## **Обеспечение автоматизации и цифровизации информационно-аналитической деятельности в части контроля технологических процессов**

Пичурин Юрий Георгиевич

info.niiks@khrunichev.ru

Чувакова Елена Андреевна

НИИ КС им. А.А. Максимова — филиал АО «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева»

*Рассмотрены основные вопросы разработки обеспечения автоматизации и цифровизации процессов сборки III ступени РН «Ангара-А5» за счет разработки программного комплекса для визуализации на средствах коллективного отображения информации и удаленных сегментах системы данных о ходе выполнения технологического графика сборки III ступени РН «Ангара-А5» в интересах повышения оперативности и эффективности принимаемых управленческих решений в реальном масштабе времени. Программный комплекс также позволяет оценивать обеспеченность производственного процесса комплектующими изделиями.*

**Ключевые слова:** автоматизация, технологический процесс, цифровизация, ракета-носитель Ангара

Обеспечение автоматизации и цифровизации информационно-аналитической деятельности имеет на данный момент приоритетное значение для развития производства в условиях санкций и ухода многих западных компаний с российского рынка [1]. Цифровизация технологических процессов способствует повышению их эффективности за счет оперативного обмена информацией между всеми звеньями производственной цепи [2]. Ключевыми факторами при цифровизации технологических процессов являются технологии, позволяющие обрабатывать большие объемы данных и визуализировать полученные результаты для всех участников производственного процесса [3]. Внедрение данного подхода в производство позволит реализовать новые формы управления технологическими процессами и принесет значимый экономический эффект за счет повышения оперативности и эффективности принимаемых управленческих решений [4].

Разработанный в интересах повышения уровня автоматизации и цифровизации информационной деятельности РКЗ и руководства АО «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева» в части контроля технологических процессов сборки III ступени РН «Ангара-А5» программный комплекс представляет собой динамическое веб-серверное приложение, сопряженное с распределенной базой данных предприятия.

Программный комплекс позволяет визуализировать технологический график сборки III ступени РН «Ангара-А5» на средствах коллективного отображения информации предприятия и удаленных сегментах системы данных за счет функциональных возможностей разработанного веб-клиента.

Разработанный программный комплекс в рамках своего функционального назначения позволяет решать следующие задачи:

- отображение объектов технологического графика на диаграмме Ганта с учетом плановых и фактических времен выполнения работ для всех уровней иерархии (изделие, участок, технологический паспорт);
- контроль плановых сроков выполнения технологического графика для всех уровней иерархии (изделие, участок, технологический паспорт);
- отображение схемы выполнения технологических операций с визуализацией проблемных участков технологического процесса;
- отображение 3D моделей, связанных с технологическим графиком сборки изделия.

Разработанный программный комплекс также имеет возможности решать логистические задачи обеспечения процесса сборки комплектующими изделиями в части отображения ведомости поставки комплектующих изделий для всех уровней иерархии технологического процесса (изделие, участок, цех, технологический паспорт) с цветовой маркировкой позиций по признакам:

- находится в производстве;
- в наличии на складе;
- ожидается поставка;
- имеется дефицит поставки;
- просроченная поставка.

Реализована возможность производить множественный поиск комплектующих по их наименованию, типу, принадлежности к изделию, участку сборки, цеху и статусу.

Ведется автоматический подсчет количества позиций комплектующих, которые переданы в производство, а также количество позиций, поставка которых просрочена по каждому цеху. Такое представление позволяет определять проблемные места технологической сборки еще до их возникновения и оперативно предотвращать срывы сроков выполнения технологического цикла.

На программу «Программный комплекс контроля и отображения технологического графика сборки III ступени РН «Ангара-А5» в цехе № 70 РКЗ» получено свидетельство о государственной регистрации программ для ЭВМ №2023680609 от 4 октября 2023 г.

На данный момент планируются работы для адаптации разработанного программного комплекса для автоматизации и цифровизации процессов сборки РН «Ангара» во всех ее модификациях.

Также разрабатывается возможность формирования оперативной сводки данных об изделии и выполнении работ по выбранным критериям на текущую дату. Данная сводка будет содержать данные о проблемных участках технологического процесса с рекомендациями по их устранению и новыми сроками выполнения просроченных работ, если таковые имеются.

---

## Литература

- [1] Злобина О.В., Пешкова Г.Ю. Перспективы автоматизации и цифровизации производства в условиях введения санкций. *Вестник Алтайской академии экономики и права*, 2022, № 8–1, с. 66–73. URL: <https://vael.ru/ru/article/view?id=2347> (дата обращения 12.12.2023).
- [2] Громова Ю.С., Безгодова Т.В. Инструменты цифровизации технологических процессов. *Молодой исследователь Дона*, 2022, № 1 (34), с. 15–19.
- [3] Гурлев И.В. Цифровизация экономики России и проблемы роботизации. *Вестник Евразийской науки*, 2020, № 4. URL: <https://esj.today/PDF/08ECVN420.pdf> (дата обращения 12.12.2023).
- [4] Ли Цзюнь, Юй Шуанюань. Актуальность внедрения процесса цифровизации в деятельность предприятий. *Экономика и юриспруденция*, 2021, № 11 (86). URL: <https://7universum.com/ru/economy/archive/item/12353> (дата обращения 12.12.2023).

УДК 621.643

## Опыт разработки интерактивной эксплуатационной документации в программном комплексе Seamatica Enterprise

Филин Александр Евгеньевич

filal@mail.ru

Халатов Евгений Михайлович

kba@khrunichev.ru

Филиал АО «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева» – КБ «Арматура»

*В докладе описывается опыт разработки электронной эксплуатационной документации на систему газоснабжения в форме интерактивного электронного технического руководства (ИЭТР). Приведена классификация ИЭТР, указана область их применения. Подробно описаны действия разработчиков на каждом из этапов создания ИЭТР. Доклад проиллюстрирован примером разработанного интерактивного руководства.*

**Ключевые слова:** интерактивное электронное техническое руководство, эксплуатационная документация, система газоснабжения

Компьютерная техника и информационные технологии в настоящее время широко применяются в различных сферах инженерной деятельности. При разработке наукоемкой продукции произошел окончательный переход от конструкторской документации в бумажном виде к проектированию в среде CAD/CAM. Аналогичная ситуация складывается с разработкой эксплуатационной документации (ЭД) и документации для технического обслуживания и ремонта (ТОиР). Обусловлено это тем, что увеличение сложности наукоемкой продукции приводит к такому росту объема информации, что управление ей в бумажной форме и ее использование становятся практически невозможными. Наличие электронной эксплуатационной документации (ЭЭД) на изделие и каталога запасных частей в электронной форме становится обязательным.

Указанные факторы предопределили возникновение и активное развитие технологии разработки и применения эксплуатационной документации на изделие в электронной форме, в том числе в форме интерактивных электронных технических руководств (ИЭТР), являющейся одной из важнейших составных частей CALS-технологий.

ИЭТР представляет собой структурированный комплекс взаимосвязанных технических данных и средств их представления, используемых на этапах эксплуатации, обслуживания и ремонта изделия.

По сравнению с бумажными руководствами ИЭТР обладают рядом существенных преимуществ: отображение информации в удобном для пользователя виде, возможность ее оперативного поиска, быстрого изменения и обновления, повторного использования. Кроме описательной части в электронное руководство могут быть включены графические материалы, 3D-модели, мультимедийные материалы (аудио-описания и видеоролики), интерактивные схемы, обучающие модули.

ИЭТР имеет электронную систему отображения (ЭСО), предназначенную для визуализации данных и обеспечения интерактивного взаимодействия с пользователем.

В докладе рассмотрен пример разработки эксплуатационной документации на систему газоснабжения технического комплекса в виде интерактивного электронного технического руководства.

К разрабатываемой ЭЭД были предъявлены следующие требования:

- ЭЭД должна быть выполнена в виде ИЭТР 3-го класса;
- ИЭТР должно полностью соответствовать рекомендациям по стандартизации [1, 2];
- полученное ИЭТР должно стабильно работать на устройствах под управлением ОС Astra Linux;
- работа с готовой публикацией ИЭТР должна осуществляться без применения дополнительного ПО, т. е. ИЭТР должно иметь интегрированное ЭСО;
- разработка должна вестись с применением исключительно отечественного ПО.

Отдельный акцент был сделан на том, что раздел ИЭТР «Поиск и устранение неисправностей», традиционно выполняемый в табличной форме, должен обладать интерактивностью.

В докладе приведено подробное описание действий разработчиков ИЭТР на каждом из этапов его создания. Доклад проиллюстрирован примером разработанного руководства.

## Литература

- [1] Р 50.1.030–2001. *Интерактивные электронные технические руководства. Требования к логической структуре базы данных*. Москва, Издательство стандартов, 2001.
- [2] Р 50.1.029–2001. *Интерактивные электронные технические руководства. Общие требования к содержанию, стилю и оформлению*. Москва, Издательство стандартов, 2001.

УДК 621.643+519.876.5

## Разработка библиотеки блоков для гидравлических расчетов систем газоснабжения ракетно-космических комплексов в программном комплексе SimInTech

Жуков Даниил Алексеевич

byratos.byratosovich@yandex.ru

Тимофеев Юрий Михайлович

timasp@inbox.ru

Халатов Евгений Михайлович

kba@khrunichev.ru

Филиал АО «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева» — КБ «Арматура»

*Исследование посвящено решению задачи сокращения временных затрат на проведение проектных и поверочных расчетов линий питания систем газоснабжения ракетно-космических комплексов за счет автоматизации расчета коэффициентов гидравлических сопротивлений. В докладе рассмотрены математические модели элементарных гидравлических сопротивлений, сформированные по результатам анализа и обработки данных литературных источников, а также разработанные для программного комплекса «SimInTech» цифровые модели, позволяющие проводить гидравлические расчеты линий питания систем газоснабжения.*

**Ключевые слова:** система газоснабжения, линия питания, гидравлическое сопротивление, математическая модель, цифровая модель, автоматизация расчета

Системы газоснабжения (СГС) представляют собой совокупность взаимосвязанных агрегатов, устройств и приборов, предназначенных для обеспечения потребителей сжатыми газами заданных параметров. Потребителями сжатых газов являются газовые баллоны, топливные баки, гидропневмоарматура и иные функциональные элементы, относящиеся к ракете-носителю, стартовому и техническому комплексу.

СГС можно укрупненно представить в виде двух последовательных элементов: источника питания и линии питания.

Источник питания содержит в себе подсистемы производства, хранения и контроля параметров сжатых газов.

Линия питания системы газоснабжения — это совокупность трубопроводов, устройств пневмоавтоматики и контрольно-измерительной аппаратуры, обеспечивающих связь потребителей с источником питания и выдачу газов потребителям с требуемыми параметрами (давлением, температурой, расходом) [1].

При проектировании систем газоснабжения проводится ряд проектных и поверочных расчетов. Практически все расчеты линий питания требуют знания коэффициентов гидравлических сопротивлений отдельных участков линий. К таким расчетам относятся:

а) статические расчеты:

– расчет потерь давления в трубопроводе и на его отдельных участках при заданном расходе газа;

– расчет расхода газа через трубопровод при заданных давлениях на его границах;

– расчет расходов и давлений на участках и в узлах сложных разветвленных трубопроводов.

б) динамические расчеты:

– расчет переходных процессов при выдаче газов потребителям;

– расчет времен заполнения трубопроводов перед началом выдачи газа потребителям;

– расчет времен опорожнения трубопроводов после выдачи газа потребителям.

В настоящее время в КБ «Арматура» динамические расчеты и часть статических расчетов проводятся в российском программном комплексе SimInTech, оставшаяся часть статических расчетов выполняется в типовых или вновь создаваемых программах для бесплатной версии российского математического пакета SMath Studio. Для выполнения данных расчетов необходимо предварительно рассчитывать коэффициенты гидравлических сопротивлений.

Коэффициенты определяются следующим образом. Сначала проводится анализ линий, выделяются характерные точки и участки. Затем для каждого участка с использованием конструкторской документации определяется набор имеющихся элементарных гидравлических сопротивлений (например, поворот потока, трение, сварной шов, внезапное сужение, тройник), а также характерные параметры каждого сопротивления. Завершающим этапом расчета для каждого участка линии является расчет коэффициентов сопротивления каждого выделенного элементарного сопротивления, приведение коэффициентов к одному сечению, суммирование полученных приведенных коэффициентов и заполнение таблицы. Все операции завершающего этапа выполняются с использованием программы, разработанной в SMath Studio.

Несмотря на относительную простоту задачи и наличие программы в SMath Studio, выявление элементарных сопротивлений, определение коэффициентов сопротивления, приведение их к одному сечению и последующее сложение, в расчетах параметров СГС может занимать до 1/3 всего объема работ. Затраты времени на определение приведенных коэффициентов обусловлены сложностью трубопроводов СГС, в которых количество элементарных гидравлических сопротивлений с уникальными параметрами может составлять несколько тысяч единиц.

Значительно сократить время гидравлических расчетов и расчетов параметров линий питания, с учетом того, что и динамические и статические задачи могут решаться в программе SimInTech, позволит наличие специализированных блоков для автоматизированного расчета коэффициентов гидравлических сопротивлений в SimInTech. Разработка библиотеки таких блоков является актуальной научно-практической задачей. Решение данной задачи позволит проводить все статические и динамические расчеты линий

питания в одной программной среде, без предварительного определения коэффициентов сопротивлений.

В докладе обоснована актуальность и сформулированы объект, предмет, цель и задачи исследования. Приведен перечень элементарных гидравлических сопротивлений, имеющих место в линиях питания систем газоснабжения. Рассмотрены математические описания элементарных гидравлических сопротивлений, полученные в результате поиска, анализа и обработки данных литературы. Описаны математические цифровые модели элементарных гидравлических сопротивлений, разработанные в программном комплексе SimInTech. Приведен пример использования разработанной библиотеки цифровых моделей. Сформулированы задачи дальнейших исследований.

### **Литература**

- [1] Арзуманов Ю.Л., Петров Р.А., Халатов Е.М. *Системы газоснабжения и устройства пневмоавтоматики ракетно-космических комплексов*. Москва, Машиностроение, 1997.



УДК 621.9

## Повышение точности фрезерования тонкостенных корпусных изделий агрегатов пневмоавтоматики ракетно-космической техники

Камшилина Ирина Александровна

kba@khrunichev.ru

Филиал АО «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева» — КБ «Арматура»

*Рассмотрены вопросы, возникающие при фрезеровании тонкостенных изделий агрегатов пневмоавтоматики ракетно-космической техники, а именно обеспечение заданной точности в условиях возникновения вибраций технологической системы. Рассмотрены условия процесса резания тонкостенных заготовок и факторы, оказывающие отрицательное воздействие на процесс обработки. Приведены сведения о технологической оснастке, способах базирования тонкостенных заготовок на станках с ЧПУ. Кратко представлена конструкция разработанного приспособления и принцип его работы с учетом конструктивных особенностей изделий агрегатов пневмоавтоматики.*

**Ключевые слова:** тонкостенные детали, фрезерование, нержавеющие жаропрочные сплавы, вибрации технологической системы, технологическая оснастка

Тонкостенные детали, содержащие пространственно-сложные поверхности, получили широкое применение в ряде отраслей машиностроения. Особую роль они играют в ракетно-космической промышленности. К таким деталям относятся элементы изделий пневмоавтоматики ракет-носителей из нержавеющей жаропрочных сплавов. Детали имеют переменную жесткость по своей конструкции, относительно большое соотношение габаритов к толщине стенки детали, внутренние закрытые полости и фасонные впадины. К их изготовлению предъявляются высокие требования к геометрической точности формы, шероховатости обрабатываемых поверхностей.

Фрезерная обработка на станках с ЧПУ тонкостенных фасонных корпусных изделий из нержавеющей жаропрочных сплавов — сложная производственная задача. Требуется точный расчет последовательности переходов фрезерования фасонных наружных профилей с учетом свойств обрабатываемого материала. Ввиду низкой теплопроводности нержавеющей жаропрочных сплавов, их высокой вязкости и склонности к деформационному упрочнению, низкой виброустойчивости, сложно рационально подобрать режимы резания для достижения заданных параметров точности и шероховатости поверхностей [1]. Отличительной особенностью фрезерования тонкостенных деталей также является прерывистый процесс обработки, где резание происходит периодически, сменяясь свободным движением детали и инструмента, с малым радиальным и осевым врезанием и изменением силы резания, что приводит к возбуждению вибраций в технологической системе [2].

Возникновение вибраций в технологической системе оказывает отрицательное воздействие на процесс фрезерной обработки, что приводит к воз-

никновению дефектов при формировании заданных значений геометрических параметров, возрастанию времени отладки управляющих программ, износу режущего инструмента, нарушению регулировки точности и возможной поломке шпиндельного узла станка. В таких условиях при проектировании операций фрезерования тонкостенных деталей на станках с ЧПУ повышение виброустойчивости технологической системы с целью обеспечения точности обрабатываемых поверхностей является актуальной задачей.

Основными задачами при этом является комплексное определение оптимальных параметров технологической системы и схемы закрепления заготовок, рациональный расчет режимов резания. Для повышения виброустойчивости технологической системы используют специальные приспособления, в которых предусматривают дополнительную поддержку тонкой стенки обрабатываемой заготовки. При наличии в конструкции детали внутренних закрытых полостей, существующие решения не исключают возникновения отклонения геометрической формы детали при зажиме и возникновению вибраций, из-за отсутствия полного прилегания контактирующих элементов с внутренними фасонными закрытыми поверхностями деталей. Центральная часть стенки детали не имеет поддержки, поэтому при фрезеровании под действием систематически меняющихся сил резания, возникают автоколебания и смещения координат приложения сил. Это оказывает дополнительное влияние на величину шероховатости обработанной поверхности и погрешностей формы деталей.

По результатам анализа преимуществ и недостатков конструкций зажимных приспособлений, ведущих отечественных и зарубежных производителей, разработана конструкция оправки с упругоэластичной вставкой. Закрепление осуществляют, формируя радиально направленные силы осевым сжатием для последующей механической обработки, для чего на втулку устанавливают упругоэластичные вставки, расположенные на оправке с разжимными элементами, жестко базируют по технологическим базам. Предложенная конструкция оправки обеспечивает повышение виброустойчивости технологической системы по сравнению с существующими конструкциями. Одним из направлений дальнейших работ в рассматриваемом направлении являются аналитические и экспериментальные исследования влияния конструктивных и эксплуатационных параметров приспособления с упругоэластичными вставками на повышение точности обрабатываемых поверхностей при фрезеровании. По результатам анализа и технологических расчетов планируется изготовление опытного образца, проведение испытаний конструкции на различных типах тонкостенных заготовок из нержавеющей жаропрочных сплавов.

## Литература

- [1] Раскатов В.М., Чуенков В.С., Бессонова Н.Ф., Вейс Д.А. *Машиностроительные материалы*. Москва, Машиностроение, 1980.
- [2] Козлов С.В., Ширшов Е.О. Исследование динамики фрезерования тонкостенных элементов деталей. *Инновации в науке*, 2019, № 4 (92), с. 29–34.

УДК 530.145

## **Роль Совета ветеранов Российской академии наук в развитии межотраслевой кооперации при выпуске изделий ракетно-космической техники на примере построения квантовых сетей**

Раткин Леонид Сергеевич

Rathkeen@bk.ru

Совет ветеранов РАН; АРГМ

*Совет ветеранов старейшей отечественной Академии — Российской академии наук (РАН) принимает активное участие в развитии межотраслевой кооперации при выпуске изделий ракетно-космической техники (РКТ). При реализации инвестиционных и инновационных проектов в рамках Государственного оборонного заказа (ГОЗ) для повышения уровня защиты информации для РКТ возможно применение квантово-коммуникационных систем (ККС), например, с квантовым распределением ключа (КРК).*

**Ключевые слова:** Академия наук СССР, Российская академия наук, Совет ветеранов Российской академии наук, межотраслевая кооперация, ракетно-космическая техника, квантовые сети, информационная безопасность, защита данных, программное обеспечение, информационные системы, средства защиты информации

**Введение.** Рассмотрим примеры построения сетей КРК с недоверенным центральным узлом (НЦУ). Рассматриваемые сети КРК с НЦУ применимы при выпуске изделий РКТ в рамках программ развития межотраслевой кооперации.

**Обсуждение.** В рамках обсуждения предлагается рассмотреть три уровня квантовых сетей (КС), в том числе сетей КРК: коммуникационный уровень (полученные методами КРК ключи применяются для обеспечения защищенного трафика между пользователями сети), уровень управления ключами (проверка и управление полученными на предыдущем уровне ключами) и квантовый уровень (генерация криптографических ключей). Таким образом, сеть КРК является фундаментальным (самым нижним) уровнем КС. В рамках обсуждения предлагается рассмотреть три уровня квантовых сетей (КС), в том числе сетей КРК: коммуникационный уровень (полученные методами КРК ключи применяются для обеспечения защищенного трафика между пользователями сети), уровень управления ключами (проверка и управление полученными на предыдущем уровне ключами) и квантовый уровень (генерация криптографических ключей). Таким образом, сеть КРК является фундаментальным (самым нижним) уровнем КС.

**Методы.** Разработаны методы для проектирования и строительства КРК сетей, которые предполагают проектирование сетей [1] с оптическим переключателем (СОН), сетей с доверенными узлами (СДУ) и сетей топологии «Звезда» (СТЗ). Преимуществом СОН является не только коммутация двух узлов без участия других узлов сети, но и применение переключателей, как

частей канала. Среди недостатков следует отметить отсутствие соединения «любой — с любым», а также дополнительное затухание сигнала, которое вносит переключатель в квантовую сеть. В СДУ неоспоримым преимуществом является передача сигнала на дальние расстояния. Как ни странно, «обратная сторона медали» очевидна: при трансляции на больших промежутках уровень защиты существенно снижается, поскольку в этом случае итоговая безопасность передачи данных — результат обеспечения безопасности на каждом этапе и на каждом узле при маршрутизации сигнала. Наконец, в СТЗ в классических моделях [2] «Алиса», «Боб» и «Боб с оптическим переключателем» преимуществ явно больше: помимо возможности применения оборудования и систем разных производителей (для моделей «Алиса» и «Боб»), также очевидно сокращение стоимости одного соединения (при применении оптического переключателя) и удобство проектирования и строительства городских КС. Но «есть одно но»: оператор КС должен быть доверенным, и этот недостаток минимизирует преимущества от использования СТЗ.

**Результаты.** Допустимо проектирование системы с детектор-независимым КПК (MDI QKD). В этом случае [3] явными преимуществами будут значительное увеличение расстояния между передатчиками (до 200 км), повышенный уровень защиты детекторов (атаки на них не приведут к информационным утечкам), возможность использования недоверенного центрального узла, а также повсеместное применение технологических решений (например, для городских КС) с коммутацией типа «любой — с любым». Но «нет плюсов без минусов» — многие позитивные аспекты компенсируются всего лишь одним фактором — низкой скоростью генерации КПК. Использование MDI QKD оператором КС позволяет применять один НЦУ в качестве важного компонента сразу нескольких защищенных КС без ущерба безопасности, при этом обмен защищаемыми данными между пользователями КС может выполняться напрямую с мониторингом биллинга по времени соединения. Автором в рамках научных исследований получен результат, который зарегистрирован, как объект интеллектуальной собственности, в России и ряде зарубежных стран [4].

**Заключение.** Старейшая отечественная Академия — РАН, отмечающая трехсотлетний юбилей 8 февраля 2024 года, взаимодействует с различными академиями и научными ассоциациями, в частности, с Академией криптографии (АК) Российской Федерации — государственной академией наук, основанной 05.06.1992 в соответствии с Указом Президента Российской Федерации «для проведения фундаментальных и важнейших прикладных исследований по созданию современных средств защиты информации и решению актуальных задач радиоэлектронной разведки» в соответствии с нормативно-правовым документом «Положение о Федеральной службе безопасности Российской Федерации», утвержденным Указом Президента Российской Федерации В.В. Путина от 11.08.2003 № 960. В отделениях АК Российской Федерации решается широкий спектр задач, в том числе связанных с математическими проблемами

криптографии, физико-техническими аспектами работы спецоборудования, специальной связи и защиты информационных ресурсов. Среди членов АК Российской Федерации немало членов АН СССР и РАН: член-корреспондент АН СССР (1966) и РАН (1991) генерал-майор Владимир Яковлевич Козлов (15/28.06.1914–05.03.2007), академик АН СССР (1953) и РАН (1991), вице-президент АН СССР (1970–1988), дважды Герой Социалистического Труда Владимир Александрович Котельников (24.08./06.09.1908–11.02.2005), академик РАН (2003) и давний научный руководитель ФГУП «Квант» Владимир Константинович Левин, академик АН СССР (1972) и РАН (1991) Юрий Васильевич Прохоров (15.12.1929–16.07.2013), член-корреспондент АН СССР (1984) и РАН (1991) Борис Александрович Севастьянов (29.09.1923–30.08.2013), член-корреспондент АН СССР (1968) и РАН (1991) Сергей Всеволодович Яблонский (06.12.1924–26.05.1998) и другие известные ученые.

Одним из членов Совета ветеранов Академии наук (АН) СССР был командующий Новороссийской военно-морской базой, вице-адмирал (24.05.1945), Герой Советского Союза (07.05.1965) Георгий Никитич Холостяков (20.07./02.08.1902–18.07.1983): его сын, Георгий Георгиевич Холостяков длительное время работал в оборонной промышленности, успешно руководил работой в отделе Департамента оборонно-промышленной политики Министерства промышленности, науки и технологий Российской Федерации (2000–2004) и являлся начальником автора публикации: под его руководством в начале XXI века в российском Министерстве автором данной публикации в рамках этапа «Формирование базы данных по имеющимся инвестиционным и инновационным проектам машиностроительной продукции на предприятиях оборонно-промышленного комплекса» разрабатывались концепция, техническое задание и основные элементы информационной системы (ИС) инновационных и инвестиционных проектов предприятий ОПК Российской Федерации, включая Российское агентство по обычным вооружениям, Российское агентство по боеприпасам, Российское агентство по судостроению. Упомянутая ИС, разработанная автором данной публикации (являвшимся также администратором ИС) использовалась в Департаменте оборонно-промышленной политики Министерства промышленности, науки и технологий Российской Федерации для подготовки материалов для проведения межправительственных переговоров по привлечению инвестиций в ОПК Российской Федерации, для привлечения внебюджетных источников финансирования инновационных и инвестиционных проектов отечественного ОПК и содействия предприятиями оборонной отрасли, российским и зарубежным финансовым институтам по установлению долгосрочного, успешного и взаимовыгодного сотрудничества в сфере производства и реализации конкурентоспособной продукции, а также для развития межотраслевой кооперации при выпуске изделий РКТ и решения региональных и отраслевых задач, в том числе для подбора проектов с целью инвестирования в рамках кооперации со странами ближнего и дальнего зарубежья.

**Литература**

- [1] Лукашев А.В., Бобков А.Н., Михалев О.А., Игнатьев В.М., Ануфренко А.В., Шабуня В.В., Гладких Д.С. *Квантовые технологии в системах связи специального назначения*. Санкт-Петербург, Санкт-Петербургский политехнический университет Петра Великого, 2023.
- [2] Рожков Е.В. Разработка квантовых технологий в России. *Академическая публицистика*, 2023, № 8, с. 131–134.
- [3] Филатова О.Н., Булаева М.Н., Гущин А.В. Квантовые технологии в профессиональном образовании. *Известия Балтийской государственной академии рыбопромыслового флота: психолого-педагогические науки*, 2023, № 1 (63), с. 161–163.
- [4] Раткин Л.С. Патент № 20 2007 015 116.0 в ФРГ.

УДК 004.056

## **К 300-летию Российской академии наук: особенности обеспечения информационной безопасности и защиты данных при выполнении в академических институтах работ по специальным проектам и программам выпуска ракетно-космической техники**

Раткин Леонид Сергеевич

Rathkeen@bk.ru

Совет ветеранов РАН; АРГМ

*В 2024 году старейшей отечественной Академии — Российской академии наук (РАН) исполняется триста лет! Институты РАН принимают активное участие в решении задач, в том числе по обеспечению информационной безопасности и защиты данных при выполнении работ по специальным проектам и программам выпуска ракетно-космической техники (РКТ). Особое внимание уделяется вопросам разработки систем и средств технической защиты информации, инструментария по безопасной разработке программного обеспечения (ПО), выявления и анализа информационных систем (ИС) и средств анализа и контроля защищенности среды, проведения сертификационных испытаний средств защиты информации (СЗИ) и совершенствования требований по безопасности, предъявляемым к СЗИ.*

**Ключевые слова:** *Российская академия наук, ракетно-космическая техника, информационная безопасность, защита данных, программное обеспечение, информационные системы, средства защиты информации*

**Введение.** Согласно проекту Указа Президента Российской Федерации «Об утверждении Положения о государственной системе защиты информации», устанавливаются организационные подходы к защите информации ограниченного доступа, а также защите общедоступной информации, определяются организационные основы государственной системы защиты информации (ГСЗИ) и основные направления деятельности ГСЗИ на федеральном, межрегиональном, региональном, ведомственном и объектовом уровнях. Организационную основу ГСЗИ составляют ФСТЭК России, ФСБ России, выполняющие работы по защите информации организации, разработчики СЗИ, органы по сертификации и испытательные лаборатории, научные и образовательные организации, осуществляющие комплексную подготовку кадров в сфере ИБ. Согласно Приказу ФСТЭК России от 19.09.2023 № 172 (зарегистрированного Минюстом России 19.10.2022 № 70614), в Положение о системе сертификации вносятся ряд изменений. Например, рассмотрение материалов сертификации недостатков ФСТЭК России и ОС допускается в срок не более 15 календарных дней. Также предполагается проведение дополнительных испытаний разработчиком СЗИ. В частности, заявитель, являющийся разработчиком СЗИ и имеющий сертификат соответствия процедур безопасной разработки, в случае внесения изменений, в том числе связанных с функ-



циями безопасности информации, проводит испытания самостоятельно или с привлечением испытательной лаборатории. Также запланировано уточнение формы заявки на сертификацию СЗИ, в том числе применяемых для обеспечения информационной безопасности и защиты данных при выполнении в академических институтах работ по специальным проектам и программам выпуска РКТ.

**Обсуждение.** В рамках работ по совершенствованию безопасной разработки ПО для обсуждения в профессиональной среде разработан проект нормативно-правового документа (НПД) «Порядок проведения сертификации процессов безопасной разработки программного обеспечения средств защиты информации», в соответствии с которым предполагается внедрение отечественными разработчиками процедур безопасной разработки, совершенствование качества разработки ПО и обеспечение качественной поддержки безопасности ПО. Аналогичная ситуация — с совершенствованием процедур аккредитации. Проект НПД «Порядок аттестации экспертов органов по сертификации и испытательных лабораторий» предназначен для повышения уровня знаний и практических навыков у экспертов органов по сертификации и испытательных лабораторий, совершенствование процедур аккредитации органов по сертификации и испытательных лабораторий, создание условий для профессиональной деятельности и трудоустройства экспертов и специалистов. Задача данного НПД — внести изменения в Порядок аккредитации в части установления требований об аттестации экспертов и специалистов, а также порядка их аттестации, разработать комплексные тесты и системы практических заданий для проведения аттестации. В утвержденные Приказом ФСТЭК России от 02.06.2020 № 76 (зарегистрированного Минюстом России 11.09.2020 № 59772) НПД «Требования по безопасности информации, устанавливающие уровни доверия к средствам технической защиты информации и средствам обеспечения безопасности информационных технологий» другим НПД, Приказом ФСТЭК России от 18.04.2022 № 68, зарегистрированным Минюстом России 20.07.2022 № 69318) вносится набор изменений. Например, с 01.01.2024 (п. 12.2 и 12.4) запланировано применение отечественных аппаратных платформ СЗИ (с 5 уровня доверия) и СВТ, являющихся средой функционирования (СФ) СЗИ (с 3 уровня доверия). Также с 01.01.2026 (п. 12.3) запланировано применение отечественных процессоров, микросхем, элементов памяти, сетевых карт, графических адаптеров СЗИ (с 4 уровнем доверия), а с 01.01.2030 (п. 12.5) — применение отечественных процессоров, микросхем, элементов памяти, сетевых карт, графических адаптеров СВТ, являющихся СФ СЗИ (с 2 уровнем доверия). Важным новшеством, связанным с развитием в России и за рубежом стеганографических технологий, является формирование Требования безопасности информации к средствам контейнеризации, утвержденных Приказом ФСТЭК России от 04.07.2022 № 118 (зарегистрированного Минюстом России 29.09.2022, регистрационный номер № 70275). В соответствии с текстом НПД, предусмотрены функциональные



возможности средств контейнеризации, включая стеганографическую, в том числе по формированию среды выполнения стеганографических контейнеров и обеспечения выполнения их процессов, запуска контейнера и управления данным контейнером, создания образов контейнеров, распространения образов контейнеров и централизованного управления контейнерами с организацией взаимодействия между ними, в том числе для обеспечения информационной безопасности и защиты данных при выполнении в институтах РАН работ по специальным проектам и программам выпуска РКТ.

**Методы.** Разработаны методы для расширения функционала по управлению доступ к данным, идентификации аутентификации пользователей, изоляции контейнеров (включая стеганографические [1]), выявления уязвимостей в образах контейнеров (например, по набору ключевых сигнатур), проверки корректности конфигурации контейнеров, контроля целостности контейнеров и их образов, централизованного управления образами контейнеров и контейнерами. В ходе итеративной процедуры были разработаны требования, которые неоднократно обсуждались с экспертами, оценивался уровень регулирующего воздействия, и после регистрации в Минюсте России НПД вступил в силу. Аналогично совершенствованию законодательства по стеганографическому ПО, разработаны Требования по безопасности к средствам виртуализации, утвержденные Приказом ФСТЭК России от 27.10.2022 № 187 (зарегистрирован Минюстом России 22.12.2022, регистрационный № 71774), формирующие законодательную базу по созданию образов виртуальных машин, формированию среды выполнения виртуальных машин и централизованному управлению виртуальными машинами с организацией взаимодействия между ними.

В соответствии с НПД предусмотрен дополнительный функционал в сфере безопасности, включающий доверенную загрузку виртуальных машин средством виртуализации, контроль целостности в средстве виртуализации, регистрацию событий безопасности в средстве виртуализации, управление доступом в средстве виртуализации, резервное копирование виртуальных машин, централизованное управление образами виртуальных машин и виртуальными машинами в средстве виртуализации с идентификацией и аутентификацией пользователей. Отдельного рассмотрения заслуживают Требования по безопасности информации к многофункциональным межсетевым экранам уровня сети (ММЭУС). Напомним, ММЭУС — это программно-аппаратные средства, реализующие контроль за данными, поступающими в ИС и (или) выходящими из ИС с обеспечением защиты ИС от угроз безопасности информации, связанных с подключением к сетям связи общего пользования. Среди функций безопасности ММЭУС следует отметить фильтрацию сетевого трафика [2], обнаружение и блокирование компьютерных атак, обнаружение и блокирование вредоносного ПО, управление доступом, идентификацию и аутентификацию пользователей, тестирование и контроль целостности, централизованное управление, доверенную загрузку меж сетевого экрана, производительность

межсетевому экрану, аппаратную платформу межсетевому экрану, обеспечение бесперебойного функционирования и восстановления. НПД прошел стадии жизненного цикла по согласованию с экспертами и оценке регулирующего воздействия, но в Минюсте пока не зарегистрирован и, соответственно, в силу не вступил. Аналогично, пока только разработаны

Требования по безопасности информации у СУБД, прошедшие обсуждение с экспертами. До стадии жизненного цикла по оценке регулирующего воздействия данный НПД еще не дошел. Напомним, СУБД — это программные средства, обеспечивающие управление доступом субъектов доступа к объектам доступа баз данных, предназначенных для хранения информации, подлежащей защите в информационной (автоматизированной) системе. Требованиями регламентируется управление доступом, идентификация и аутентификация пользователей, контроль целостности, регистрация событий безопасности, резервное копирование и восстановление, обеспечение доступности, очистка памяти и ограничение программной среды [3].

**Результаты.** При участии ПАО «СБЕР», «ИНТЕР РАО», Департамента информационных технологий города Москвы, Института системного программирования (ИСП) имени В.П. Иванникова Российской академии наук (РАН), «Ростелеком» и «Positive Technologies» разработан и утвержден ФСТЭК России 28.10.2022 НПД «Методика тестирования обновлений безопасности программных, программно-аппаратных средств». НПД размещен на сайте ФСТЭК России [fstec.ru](http://fstec.ru) и сайте Банка данных угроз безопасности информации [bdu.fstec.ru](http://bdu.fstec.ru): он определяет порядок тестирования обновлений безопасности программных и программно-аппаратных средств (ППАС), а также содержание работ по тестированию обновлений безопасности ППАС.

Работы по тестированию обновлений безопасности (ОБ) включают не только сверку идентичности ОБ (Т001) и проверку подлинности ОБ (Т002), но и антивирусный контроль ОБ (Т003) и поиск опасных конструкций в ОБ (Т004), а также мониторинг активности ОБ в среде тестирования (Т005) и ручной анализ ОБ (Т006). В ФСТЭК России разработан и утвержден 28.10.2022 НПД «Методика оценки критичности уязвимостей программных, программно-аппаратных средств». НПД размещен на сайте ФСТЭК России [fstec.ru](http://fstec.ru) и сайте Банка данных угроз безопасности информации [bdu.fstec.ru](http://bdu.fstec.ru): он определяет порядок оценки уровня критичности уязвимостей ППАС, а также необходимость принятия мер защиты информации, направленных на устранение уязвимостей.

На стадии утверждения ФСТЭК России после разработки и обсуждения с экспертами проект НПД «Методика контроля (анализа) защищенности информационных систем», который определяет порядок проведения работ по контролю (анализу) защищенности ИС, включающий определение целей проведения контроля (анализа) защищенности, определение области проведения контроля (анализа) защищенности в ИС, выполнение работ по контролю (анализу) защищенности и оформление результатов контроля (анализа)

защищенности. Работы по контролю (анализу) защищенности предполагают сбор информации об ИС, анализ уязвимостей ИС, включая анализ уязвимостей инфраструктуры, периметра, приложений, беспроводных сетей, и тестирование ИС, включая тестирование периметра, внутренней инфраструктуры, беспроводных сетей, социально-техническое тестирование.

Методика оценки состояния защиты информации (обеспечения безопасности) в органе организации включает оценку эффективности деятельности предприятия по организации и управлению защитой информации, реализации процессов обеспечения защиты информации, внедрения и эксплуатации технологий в сфере ИБ. Комплексная оценка формируется, в частности, с учетом анализа ключевых тенденций в руководстве и управлении, негативных последствий и угроз в сфере ИБ, СЗИ и отраслевых услуг, а также внешней и внутренней оценки соответствия, что, в свою очередь, предполагает руководство системой организации защиты информации, координацию работы подразделений по защите информации, разработки положений по организации защиты информации (в том числе политика и стратегии), планирование мероприятий по защите информации, определения негативных последствий, моделирования угроз безопасности информации, закупку и применение сертифицированных СЗИ, контроль услуг внешних поставщиков, аттестацию ИС, внутренний контроль уровня защищенности, внешнюю оценку уровня защищенности, регламентацию правил правления доступом и учетными записями, выявление и оценку уязвимостей, управление обновлениями безопасности, инвентаризацию информационных ресурсов, управление изменениям конфигурации, реагирование на инциденты безопасности, действия во внештатных ситуациях с информированием и обучением персонала, безопасную разработку приложений, защиту от утечки конфиденциальной информации, защиту сети и каналов передачи данных, защиту от угроз типа «отказ в обслуживании» с предотвращением вторжений (компьютерных атак), идентификацию и аутентификацию с контролем и управлением доступом, антивирусной защитой и мониторингом ИБ при постоянном анализе защищенности и стабильно высоким уровнем восстановления после нештатных ситуаций.

Реализация процессов защиты информации с внедрением и эксплуатацией технологий ИБ предполагает управление доступом и конфигурацией с мониторингом уязвимостей и регулярным обновлением компонентов профильного ПО, а также мониторинг угроз и оперативное на них реагирование с восстановлением функционирования ИС, обучение и осведомленность, безопасная разработка приложений, защита конфиденциально информации, защита периметра в сети и всей информационной инфраструктуры. При участии ФСТЭК России разработан НПД «Методика управления уязвимостями в органе (организации), в соответствии с которым реализован ряд ключевых направлений. Например, мониторинг уязвимостей и оценка их применимости включает анализ информации об уязвимости, анализ релевантности уязвимостей к инфраструктуре, принятие решений на получение дополнительной ин-

формации, постановку задачи на сканирование объектов, мониторинг средствами инструментального контроля, оценку защищенности и сканирование объектов. Оценка уязвимостей, в частности, предполагает получение информации о подверженных уязвимости объектах системы, определение уровня опасности и влияния на систему с расчетом критичности. Оценка методов и приоритетов устранения уязвимостей предполагает выбор приоритета устранения уязвимости, определение методов устранения уязвимостей, принятие решения о срочной установке обновлений, создания задания на установку обновлений, принятие решения о срочной реализации организационных мер, создание задания на реализацию организационных мер. Устранение уязвимостей предполагает согласование с руководством подразделения ИТ, тестирование обновления, установка обновления в тестовом сегменте, принятие решений об установке обновлений, их успешная инсталляция и применение организационных мер. Наконец, контроль устранения уязвимостей предполагает регулярные принятия решений о способах контроля, проверку объектов на наличие уязвимостей, оценку защищенности с выявлением отклонений в неисполнении, а также разработку предложений по улучшению процесса управления уязвимостями, в том числе применяемыми для обеспечения информационной безопасности и защиты данных при выполнении в академических институтах работ по специальным проектам и программам выпуска РКТ.

**Заключение.** В 2022 году был утвержден ряд Национальных стандартов в сфере защиты информации: ГОСТ Р 59548–2022 «Защита информации. Регистрация событий безопасности. Требования к регистрируемой информации», ГОСТ Р 70262.1–2022 «Защита информации. Идентификация и аутентификация. Уровни доверия идентификации», ГОСТ Р 59709–2022 «Защита информации. Управление компьютерными инцидентами. Общие положения», ГОСТ Р 59711–2022 «Защита информации. Управление компьютерными инцидентами. Организация деятельности по управлению компьютерными инцидентами» и ГОСТ Р 59712–2022 «Защита информации. Управление компьютерными инцидентами. Руководство по реагированию на компьютерные инциденты». В 2023 году планируется утвердить также ряд НПД, в частности, Проекты национальных стандартов ГОСТ Р: «Защита информации. Разработка безопасного программного обеспечения. Руководство по оценке безопасности разработки программного обеспечения», «Защита информации. Разработка безопасного программного обеспечения. Руководство по проведению статического анализа программного обеспечения», «Защита информации. Разработка безопасного программного обеспечения. Руководство по проведению динамического анализа программного обеспечения», «Защита информации. Разработка безопасного программного обеспечения. Доверенный компилятор языков Си/Си++. Общие требования», «Информационная технология. Методология разработки доверенных систем. Конструктивная информационная безопасность. Общие положения», «Информационная тех-

нология. Методология разработки доверенных систем. Конструктивная информационная безопасность. Шаблоны проектирования», «Информационная технология. Методология разработки доверенных систем. Конструктивная информационная безопасность. Методология разработки» и «Защита информации. Разработка безопасного программного обеспечения. Управление безопасностью программного обеспечения при использовании заимствованных и привлекаемых компонентов». Проведена работа по защите объектов интеллектуальной собственности [4], используемых для защиты данных и обеспечения информационной безопасности при выполнении в институтах РАН работ по специальным проектам и программам выпуска РКТ.

### Литература

- [1] Галушка В.В., Петренкова С.Б., Дзюба Я.В., Панченко В.А. Сетевая стеганография на основе ISMP-инкапсуляции. *Инженерный вестник Дона*, 2018, № 4 (51), 107 с.
- [2] Михайлов Ю.М., Михайлова Г.А., Капустина О.В. УНЧ-КНЧ-Электромагнитные излучения над разломом в долине Кангра (Индия) и их связь с радоном (ИСЗ «Интеркосмос-24»). *Геомагнетизм и астрономия*, 1999, т. 39, № 4, с. 62–68.
- [3] Карпачев А.Т. Суточные и долготные вариации структуры экваториальной аномалии в периоды равноденствий по данным ИСЗ «Интеркосмос-19». *Геомагнетизм и аномалия*, 2018, т. 58, № 3, с. 423–433.
- [4] Раткин Л.С. *Способ сокрытия компьютерной информации путем многократного вложения сообщения в частные стеганографические контейнеры*. Патент № 2322693 С2 Российская Федерация, 2008, бюл. № 11.

УДК 621.9.01

## Сверхскоростное фрезерование — метод повышения эффективности механической обработки

Колпаков Владимир Иванович

kolpakov54@mail.ru

Корнеев Иван Сергеевич

iskorneev@outlook.com

МГТУ им. Н.Э. Баумана

*Показано, что одним из путей повышения эффективности механической обработки является сверхскоростное фрезерование. В настоящее время сверхскоростное фрезерование может быть использовано при обработке цветных металлов, у которых температура плавления незначительно превышает температуру красностойкости современных инструментальных материалов. Развитие конструкций приводов главного движения с частотой вращения инструмента свыше  $100\,000\text{ мин}^{-1}$  даст возможность широкой реализации сверхскоростного фрезерования.*

*Ключевые слова: сверхскоростное резание, температура резания, периодизация процесса, температура красностойкости, фрезерование, износ*

Развитие авиационной и ракетно-космической техники предъявляет повышенные требования к точности и качеству деталей. Достаточно большой объем технологического процесса изготовления деталей занимает механическая обработка.

Повышение эффективности механической обработки является актуальной задачей совершенствования технологических процессов механической обработки. Одним из возможных путей повышения эффективности технологических процессов механической обработки может быть реализация метода сверхскоростного резания [1]. При обработке со сверхвысокими скоростями объем снимаемого металла в единицу времени возрастает в 3–5 раз, сокращается число доводочных операций, так как качество обработанной поверхности сравнимо с поверхностью обработанной шлифованием ( $Ra = 0,16\text{ мкм}$ ), повышается точность обработки. Однако сдерживающим фактором внедрения этого метода является низкая стойкость режущего инструмента вследствие высоких температур, имеющих место в зоне резания.

Проведенный анализ работ по изучению процесса обработки металлов со сверхвысокими скоростями в МГТУ им. Н.Э. Баумана показали возможность реализации сверхскоростной обработки металлов лезвийным инструментом [2]. Известно, что температура резания не сразу достигает своего установившегося значения, а имеет место время неустановившегося режима резания. При правильном выборе периодизации, т. е. ограничивая время контакта инструмента с заготовкой на этом участке чтобы оно не превышало времени нарастания температурой резания значения, соответствующего температуре красностойкости обрабатываемого инструментального материала, или было даже большим времени неустановившегося режима резания, когда в течение

времени единичного реза температура будет некоторое время равна своему установившемуся значению, а за время холостого хода охлаждая инструмент, можно снизить температурное воздействие на режущий инструмент, установить приемлемый темп износа и его стойкость.

Сверхскоростное резание может быть реализовано по схеме фрезерования [2, 3]. Подобрать определенную периодизацию процесса при фрезеровании возможно варьируя диаметром фрезы при определенной скорости и глубины фрезерования.

Сверхскоростное фрезерование в настоящее время может быть использовано при обработке деталей ракетно-космической техники из цветных металлов с высокими требованиями к качеству обработанной поверхности и к точности, у которых температура плавления меньше или незначительно превышает температуру красностойкости современных инструментальных материалов (алюминиевые сплавы, медные сплавы и т. д.) [4].

Разработка конструкций приводов главного движения с частотой вращения инструмента свыше  $100\,000\text{ мин}^{-1}$  даст возможность широкой реализации сверхскоростного фрезерования.

## Литература

- [1] Корнеева В.М., Корнеев С.С. Совершенствование технологических процессов механической обработки. *Технология машиностроения*, 2013, № 11, с. 11–14.
- [2] Корнеева В.М., Корнеев С.С. Экспериментальная оценка возможности сверхскоростного резания лезвийным инструментом на основе температурного фактора. *Технология машиностроения*, 2016, № 9, с. 16–20.
- [3] Резников А.Н. *Теплофизика процессов механической обработки материалов*. Москва, Машиностроение, 1981.
- [4] Корнеева В.М., Корнеев С.С. Совершенствование обработки на основе сверхскоростного фрезерования. *Вестник МГТУ Станкин*, 2016, № 1 (36), с. 38–40.



УДК 621.7

## Эквидистантный метод топологической оптимизации деталей

Мырзин Виктор Владиславович

viktormir@inbox.ru

АО «НПО Энергомаш»

*Представлен метод топологической оптимизации деталей для изготовления по аддитивной технологии. Метод основан на выделении функционально значимых поверхностей и приращении к ним материала с последующим учетом возможностей и ограничений технологии изготовления. Определена этапность реализации метода и область преимущественного применения для элементов гидравлических трактов. Описана возможность применения метода не только для адаптирования существующих конструкций, но и для проектирования вновь разрабатываемых изделий.*

**Ключевые слова:** аддитивные технологии, селективное лазерное сплавление, 3D-печать, топологическая оптимизация

Конструкция деталей всегда разрабатывается с учетом определенного способа их изготовления. Любая технология изготовления имеет определенные возможности и ограничения, их необходимо учитывать при проектировании детали.

Технология селективного лазерного сплавления (СЛС) основана на послойном сплавлении материала. Отличительной особенностью аддитивных технологий (АТ) является возможность получения достаточно сложной геометрии деталей без существенного усложнения технологического процесса.

Для наиболее полной реализации возможностей АТ необходимо использовать соответствующие подходы к проектированию деталей. АТ дали большой толчок в развитии методов топологической оптимизации [1] и изделий с «бионическим дизайном». Существует специализированное программное обеспечение для топологической оптимизации конструкций, в основу которой положены конечноэлементные методы оптимизации, обеспечивающие наиболее эффективное расположения материала для заданных ограничений и нагрузок. Такое ПО используется, как правило, для проектирования нагруженных деталей и несущих конструкций [2].

При проектировании деталей гидравлических трактов такие методы оптимизации трудно применимы, поскольку необходимо сформировать определенные объемы и конфигурацию полостей для корректного функционирования изделия.

Предлагается методика адаптирования деталей гидравлических трактов под их изготовление методами АТ, не нуждающаяся в специализированном ПО для топологической оптимизации. Методика основана на выделении функционально значимых поверхностей детали с точки зрения ее конструктивного назначения и работе с ними. Основной предпосылкой для реализации данной методики являются широкие возможности АТ по изготовлению деталей сложной геометрии. Методика реализуется в САПР.



Методика состоит из следующих шагов:

1. Определение функционального назначения детали. Выделение конструктивно значимых функциональных поверхностей. К ним относятся поверхности, образующие гидравлические и газодинамические тракты, интерфейсные поверхности и т. п. Анализ поверхностей, которые обусловлены исключительно технологией изготовления и конструктивного назначения не имеют.

2. Создание листовых тел (стенок) путем выделения в 3D-модели детали-прототипа функциональных поверхностей. Создание твердого тела (в общем случае — нескольких твердых тел) путем эквидистантного утолщения листовых тел. Величина приращения задается умозрительно либо на основе оценочных проектировочных расчетов.

3. Создание минимальной функционально достаточной геометрии детали.

а) Объединение твердых тел в одно. Если по результатам выполнения п. 2 получилось несколько несоединенных тел, их необходимо соединить материалом для целостности детали.

б) Проверка геометрии на отсутствие паразитных граней, выходящих за функциональные поверхности. Такие случаи могут происходить при пересечении тел утолщения различных функциональных поверхностей. Исправление прочих дефектов.

Результатом текущего шага является минимальная функционально достаточная конфигурация детали. Такая форма детали достаточна с конструктивной точки зрения без учета технологии изготовления.

4. Учет влияния технологии изготовления на геометрию детали. При изготовлении деталей методом СЛС используются специальные технологические структуры (поддержки), основными задачами которых являются отвод тепла, поддержка нависающих поверхностей и предотвращение термических деформаций в процессе печати. Большое количество поддержек снижает технологичность детали при постобработке. Ориентация детали в камере построения принтера напрямую влияет на наличие поддерживающих структур. Удачный выбор ориентации детали позволит избежать неудаляемых поддержек [3].

При заданном направлении выращивания ограничения технологии СЛС выражаются, в первую очередь, в углах нависающих поверхностей и в максимальных диаметрах горизонтальных отверстий [4]. Следует выявить нависающие поверхности и проверить их на соответствие допустимым углам наклона, и при необходимости изменить угол, либо создать дополнительный уклон. Горизонтальные отверстия также следует проверить на соответствие диаметра допустимым значениям и в случае необходимости изменить диаметр и количество отверстий, либо изменить форму сечения отверстия. Учет требований технологии приводит к изменению существующих поверхностей или появлению новых конструктивных элементов детали.

5. Завершающий шаг — конструктивное нанесение каких-либо знаков маркирования.

Далее следует провести необходимые проверочные расчеты, в специальных программах-слайсерах убедиться в отсутствии неудаляемых поддержек.

Представленная методика применима не только к адаптации существующих деталей, но и к проектированию новых. Для этого необходимо моделирование производить методом поверхностей, которые и будут являться функциональными поверхностями детали. Такой подход также позволяет быстро создавать тело области течения компонента для проведения конечно-элементных 3D-расчетов.

Подводя итог, можно отметить следующее:

1. Сформулированы предпосылки и разработана методика топологической оптимизации деталей на основе эквидистантного метода с использованием программ САПР.

2. Обозначена область применения методики в контексте перепроектирования существующих деталей под аддитивное производство и разработки новых конструкций.

## Литература

- [1] Башин К.А., Торсунов Р.А., Семенов С.В. Методы топологической оптимизации конструкций, применяющиеся в аэрокосмической отрасли. *Вестник ПНИПУ. Аэрокосмическая техника*, 2017, № 51, с. 51–61.
- [2] Хитрин А.М., Ерофеева М.М., Туктамышев В.Р., Ширяев А.А. Топологическая оптимизация корпусных деталей вертолетного редуктора. *Вестник ПНИПУ. Аэрокосмическая техника*, 2018, № 53, с. 43–50.
- [3] Слабченко В.С., Сериков Д.Д., Янчевский Д.Н. Изготовление деталей методом селективного лазерного плавления. *Машиностроение: инновационные аспекты развития: тез. докл. II междунар. науч.-практ. конф.* Санкт-Петербург, Санкт-Петербургский филиал Научно-исследовательского центра «Машиностроение» 2019, с. 125–128.
- [4] *SLM-печать на практике*. URL: [3dtoday.ru/blogs/kos200932/slm-pechat-na-praktike](https://3dtoday.ru/blogs/kos200932/slm-pechat-na-praktike) (дата обращения 17.11.2023).

УДК 621.454.2

## Применение электрофизических методов обработки деталей из труднообрабатываемых материалов

Ломакин Игорь Вячеславович<sup>1,2</sup>

igorlomakin.rabota@gmail.com

SPIN-код: 6713-4467

Юхневич Сергей Степанович<sup>1,2</sup>

serge1975@yandex.ru

SPIN-код: 8358-4535

<sup>1</sup> Воронежский государственный технический университет<sup>2</sup> АО «Конструкторское бюро химавтоматики»

*Рассмотрены узлы и агрегаты жидкостного ракетного двигателя, их конструкция и особенности изготовления деталей из труднообрабатываемых материалов. Описана проблематика обработки сложнопрофильных каналов в корпусах турбонасосных агрегатов. Представлены наиболее эффективные методы получения сложнопрофильных каналов. Описываются достоинства и недостатки каждого из методов обработки. Проведен анализ наиболее рациональных электрофизических способов получения сложнопрофильных отверстий квадратного сечения.*

**Ключевые слова:** электрофизические методы, лазерная обработка, способ, труднообрабатываемые материалы

Характеристики изделий аэрокосмической отрасли постоянно увеличиваются, что в свою очередь приводит к усложнению конструкции и повышению требований, при изготовлении узлов и агрегатов. В жидкостном ракетном двигателе широко распространены труднообрабатываемые материалы, например, хромоникелевые сплавы, титан. Размерная обработка деталей из данных материалов является достаточно сложным и трудоемким процессом. Основной целью данной работы является выбор оптимального электрофизического способа обработки деталей из труднообрабатываемых жаропрочных материалов. Для достижения поставленной цели необходимо решить задачу, связанную с анализом известных электрофизических методов обработки. Достижение данной цели позволит оптимизировать и сократить трудовые и материальные затраты, на изготовление деталей из труднообрабатываемых сплавов.

В современных жидкостных ракетных двигателях предусмотрены конструктивно сложные детали. В частности, данные детали применяются в узлах автоматики, турбонасосных агрегатах, фильтрах. Конструкция данных деталей жидкостного ракетного двигателя имеет различные сложные по своей конструкции отверстия квадратного и конусного сечения. В большинстве случаев конструкция таких деталей не позволяет применять традиционные методы обработки либо делает их применение менее выгодным. Для решения этой проблемы, необходимо применение более перспективных методов, таких как электрофизические способы обработки.

Электрофизические способы обработки — общее название методов обработки конструкционных материалов непосредственно электрическим током с механическим воздействием. Все более широкое использование электрофизические методы обработки в промышленности обусловлено их высокой производительностью, возможностью выполнять технологические операции, недоступные механическим методам обработки. Электрофизические методы обработки весьма разнообразны и условно их можно разделить на электроэрозионные, электромеханические, лучевые. Электроэрозионный способ позволяет выполнять такие операции как: прошивание, электроэрозионное шлифование, разрезание, электроэрозионное упрочнение материалов [1].

Электроэрозионные методы обработки представляют собой импульсное воздействие электрического тока на заготовку, в среде диэлектрика. В процессе обработки электродом-инструментом заготовки, возникает напряженность электрического поля, которая обратно пропорционально расстоянию между электродами.

Лучевые методы обработки одни из наиболее производительных среди электрофизических методов. Данные методы разделяют на электроннолучевую и светолучевую. Электроннолучевая обработка заключается в воздействии на заготовку концентрированного пучка электронов. При обработке протекают процессы испарения и плавления. Данный метод позволяет с высокой скоростью выполнять обработку различных плоскостей, обработку отверстий малого диаметра до 0,007 мм. Так же к лучевым методам обработки относится лазерная обработка. Лазерная обработка заключается в воздействии сфокусированного монохроматического излучения. Лазерная обработка материалов производится без изоляции образцов в вакууме, в отличие от электролучевого способа [2]. При лазерной обработке отсутствует последующее рентгеновское излучение от образца. В основе работы лазера лежат три фундаментальных явления, происходящих при взаимодействии электромагнитных волн с веществом, а именно — процессы спонтанного и вынужденного излучения и процесс поглощения.

Выбор технологии обработки таких деталей в первую очередь зависит от геометрии поверхности обрабатываемой детали и условий, обусловленных материалом и возможностью инструмента. С целью изготовления в АО КБХА корпуса турбонасосного агрегата, перспективного жидкостного ракетного двигателя для ракета-носителя «Союз-5», была поставлена задача по созданию технологии с применением электроэрозионного метода. Для выполнения данной задачи проводились работы совместно с кафедрой «Технология машиностроения» ВГТУ. Обработка отверстия квадратного сечения на входе в корпус турбонасосного агрегата требует изготовления сложнопрофильного инструмента для обработки. В соответствии с конструкторской документацией шероховатость поверхности по периметру сечения отверстия должна соответствовать 0,8 Ra. Для получения требуемых нормативной документацией, параметров отверстия, необходимо подобрать такие режимы обработки, что-

бы они позволили выполнить обработку с минимальным количеством переходов, не производя замену инструмента.

Для изготовления фильтрующего элемента была разработана технология перфорации на лазерной установке. Для данного узла важным параметром является точность расположения отверстий с допуском до  $\pm 0,01$  мм. Также важную роль в работоспособности фильтра играет роль точность получения требуемого конструкторской документацией диаметра с допуском до  $+0,01$  мм. Перед обработкой листы фильтрующего элемента устанавливаются пакетом в приспособление, которое позволяет спозиционировать и произвести базирование заготовки. В процессе лазерной обработки плотность потока энергии достигает  $1013 \text{ Вт/м}^2$ , частота следования импульсов до  $3,3 \text{ кГц}$ , длительность импульса от 2 до 14 мкс [3]. После лазерной обработки у кромок отверстий появляется грат, который удаляется химико-механической обработкой.

В статье рассмотрены перспективные электрофизические методы обработки деталей из труднообрабатываемых материалов. Новизна данной работы состоит в проведенном анализе методов обработки и последующей разработке технологий для изготовления конструктивно сложных деталей из труднообрабатываемых материалов электрофизическими методами.

## Литература

- [1] Вишницкий А.Л., Ясногородский И.З., Григорчук И.П. *Электрохимическая и электрохимическая обработка металлов*. Москва, Машиностроение, 2010.
- [2] Артамонов Б.А., Волков Ю.С., Должалова В.И. и др. *Электрофизические и электрохимические методы обработки материалов. В 2 т. Т. 2. Обработка материалов с применением инструмента*. Москва, Высш. шк., 1983.
- [3] Широкожухова А.А., Юхневич С.С. Комбинированные методы обработки при изготовлении отверстий малого диаметра. *Перспективы развития двигателестроения. Матер. междунар. науч.-техн. конф. имени Н.Д. Кузнецова*. Самара, Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва, 2023, т. 1, с. 339–341. EDN BSIATB.

УДК 621.9

## Обеспечение качества выполнения отверстий малого диаметра при обработке деталей сложной геометрической формы

Устинов Кирилл Александрович<sup>1,2</sup>

kirill\_ust@mail.ru

Широкожухова Анна Александровна<sup>2</sup>

anamyagkih@yandex.ru

<sup>1</sup> Воронежский государственный технический университет<sup>2</sup> АО «Конструкторское бюро химавтоматики»

*В работе рассмотрены различные способы получения отверстий малого диаметра при обработке деталей сложной геометрической формы в аэрокосмической отрасли. Описаны основные и перспективные способы, применяемые на машиностроительных предприятиях при изготовлении отверстий, указаны их достоинства и недостатки. Рассмотрены основные параметры, влияющие на обеспечения качества отверстий и поверхности детали, и выявлен наиболее технологичный и экономически обоснованный способ получения отверстий малого диаметра.*

**Ключевые слова:** отверстия малого диаметра, обработка деталей, геометрическая форма

Для технологического анализа существующих методов получения отверстий в деталях сложной геометрической формы рассмотрено сверление отверстий диаметром менее 1 мм. Однако при использовании данного метода невозможно получить точное пространственное расположение отверстий, а также точный шаг между ними. Кроме того, образуются заусенцы, что влияет на качество поверхности изготавливаемой детали. Использовать сверление в серийном производстве нецелесообразно [1].

Более производительным методом получения отверстий является электронно-лучевая обработка. С его помощью возможно получить точное расположение отверстий на сложной геометрии изготавливаемой детали, но возникает проблема появления грата, а также возникновения оплавления на кромках. Данный метод используется исключительно при получении отверстий с прямой осью. При толщине заготовки более 0,3 мм необходимо использовать несколько импульсов, что вызывает образование грата. Шероховатость поверхности после лучевой обработки зависит от свойств материалов заготовки, глубины отверстий и режимов обработки.

Широкое распространение в отечественном машиностроении получили электрохимические и электрофизические методы обработки так как позволяют получать отверстия различной формы и высокой точностью, однако при толщине менее 0,5 мм возможно применить комбинированную многоэлектродную обработку. Такой способ позволяет выполнять большое количество отверстий в листовых заготовках, но является неэффективным при увеличении толщины стенки детали.

Также высокоэффективным способом получения отверстий малого диаметра для сборки из нескольких листовых заготовок является способ высокоскоростной точной электрохимикоиндуктивной обработки с дополнительным анодом. Открывается возможность получать отверстия любого сечения, высокую точность расположения отверстий, изменять угол между осью отверстия и поверхности заготовки. Также к достоинствам можно отнести отсутствие грата, отсутствие заусенцев и возможность получить минимальный зазор между отверстиями. К недостаткам следует отнести жесткие ограничения по толщине детали и необходимость создавать сложные средства технологического оснащения [2].

При изготовлении отверстий в рассматриваемых деталях наиболее освоенными в авиакосмическом машиностроении технологическими методами получения отверстий малого диаметра являются лучевые методы и групповая эрозионно-химическая прошивка каналов комбинированным методом благодаря высокой производительности и точного расположения отверстий на сложной геометрии детали, а также отсутствия необходимости в проектировании сложных средств технологического оснащения. Для высокоэффективного производства изделий авиакосмической отрасли, к которым относятся металлические фильтры, форсунки и т. д., перспективы открываются после изучения и положительных результатов испытаний цельных изделий.

## Литература

- [1] Смоленцев Е.В. *Проектирование электрических и комбинированных методов обработки*. Москва, Машиностроение, 2005.
- [2] Широкожухова А.А., Смоленцев В.П., Сафонов С.В., Скрыгин О.В. *Способ комбинированной многоэлектродной электрохимической и эрозионно-химической прошивки глубоких отверстий малого сечения в металлической детали и устройство для его осуществления*. Патент № 2724212 Российская Федерация, 2020.



УДК 629.7

## Марковская модель показателя надежности подготовки к штатной работе изделий ракетно-космической техники при нормативном времени выполнения каждой операции

Бурцев Александр Сергеевич

info.niiks@khrunichev.ru

Филоненко Павел Альбертович

info.niiks@khrunichev.ru

Эртман Валентина Анатольевна

info.niiks@khrunichev.ru

НИИ КС им. А.А. Максимова — филиал АО «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева»

*Оценивание показателя надежности оборудования изделий ракетно-космической техники (РКТ) на этапе штатной работы вызывает существенные затруднения вследствие того, что на данном этапе осуществляется множество операций подготовки к штатной работе, и временные характеристики этих операций могут иметь вероятностный или детерминированный характер. В первом случае для получения вероятностных оценок надежности показателя надежности применяются сетевые модели подготовки к штатной работе. Для второго случая такие модели непригодны, так как не позволяют получить вероятностную оценку, которая задается в требованиях на изделие РКТ. В данном случае вероятностная оценка может быть получена на основе биномиальной модели «успех/отказ». Однако, для такой оценки необходим достаточно большой объем статистической информации, который на начальных периодах жизненного цикла изделия РКТ практически отсутствует. Вместе с тем, по окончании каждого этапа создания изделий РКТ необходимо подтвердить заданные требования к показателю надежности, представляемому в вероятностном виде. В настоящей статье предлагается осуществлять оценивание показателя надежности подготовки к штатной работе изделий РКТ на основе марковских методов анализа случайных процессов. Для реализации данного метода достаточно иметь структурную схему надежности изделия РКТ при проведении каждой операции подготовки, статистические данные по характеристикам надежности каждого структурного звена и статистические данные по временным характеристикам процессов восстановления работоспособности (исправности) изделия РКТ в данной операции подготовки.*

**Ключевые слова:** марковская модель, показатель надежности, штатная работа изделий РКТ

Существует два варианта оценивания надежности изделия ракетно-космической техники (РКТ) в зависимости от эксплуатационных характеристик процесса подготовки к ШР. Первый вариант основывается на том, что время выполнения каждой операции (большой части операций) является случайной величиной. В этом случае для оценивания надежности применяется сетевая модель надежности процесса подготовки к ШР. Однако, эта модель неработоспособна в случае директивного времени выполнения операций по подготовке к ШР, так как в этом случае показатель надежности не будет иметь вероятностного характера, что не соответствует требованиям нормативной документации на изделие РКТ. В настоящей статье рассматривается мо-



дель надежности подготовки к ШР при директивном времени выполнения каждой операции. При этом в каждой операции может быть предусмотрен определенный резерв времени на восстановление работоспособности изделия при его отказе. Подготовка к штатной работе (ШР) должна осуществляться за время, заданное в нормативной документации (НД). При этом в случае отказов изделия при наличии резерва времени на подготовку к ШР производится восстановление его работоспособности (исправности) после чего процесс подготовки к ШР возобновляется. Такой режим эксплуатации изделия РКТ в период подготовки к ШР аналогичен процессу дежурства при непрерывном контроле технического состояния (ТС). Поэтому для оценивания показателя надежности подготовки к ШР вполне подходит марковская модель изделий РКТ с непрерывным контролем ТС. Эта модель имеет простейший вид, в любой произвольный момент времени такие системы и агрегаты при подготовке к (ШР) могут находиться в одном из двух состояний:

- 1 — работа (Р);
- 2 — отказ (О).

Для расчета вероятности нахождения изделия РКТ в работоспособном состоянии в данный момент времени  $t$  следует использовать математическое выражение

$$P(\tau_{\text{пп}}) = \frac{\mu}{\mu + \omega} + \frac{\omega_{\text{изд}}}{\mu + \omega} e^{-(\mu + \omega)t}, \quad (1)$$

где  $\mu$  — среднее время восстановления работоспособного (исправного) состояния изделия в случае его отказа при подготовке к ШР;  $\omega$  — параметр потока отказов изделия РКТ в период подготовки к ШР.

Применительно к изделию в целом момент времени  $t$  — это момент окончания работ по подготовке к ШР ракеты космического назначения (РКН) или ее составных частей. При этом отрезок времени  $[0, t]$  содержит резерв времени на проведение восстановления работоспособного состояния изделия, если в процессе подготовки к ШР произошел отказ. Для изделий в виде ТК<sub>г</sub> — это окончание подготовки РКН или ее составных частей и передаче ее (их) на следующий этап подготовки к ШР на стартовом комплексе (СК). При подготовке на СК $t$  — это окончание подготовки РКН к пуску и переход к пусковым операциям.

Однако такая модель оценивания показателя надежности подготовки к ШР применительно к изделию в целом или его составной части дает весьма приблизительную оценку показателя надежности и пригодна для начального периода этапа проектирования. Это обусловлено тем обстоятельством, что процесс подготовки РКН к ШР разбит на множество определенных операций, в каждой из которых задействованы те или иные агрегаты, имеющие свои интенсивности отказов и времена восстановления. И эти характеристики надежности могут сильно различаться между агрегатами, задействованными в различных операциях. Поэтому для повышения точности оценок показателя

надежности подготовки к ШП следует производить оценивание показателя на основе оценивания надежности выполнения отдельных операций [1].

Граф состояний составных частей изделия РКТ при выполнении определенной операции соответствует графу состояний, только применительно к определенной операции по подготовке к ШП. Математическая зависимость для расчета вероятности нахождения изделия РКТ в работоспособном состоянии в момент окончания данной  $i$ -й операции будет вид

$$P(\tau_i) = \frac{\mu_i}{\mu_i + \omega_i}, \quad (2)$$

где  $\mu_i$  — среднее время восстановления работоспособного (исправного) состояния изделия в случае его отказа при выполнении  $i$ -ой операции по подготовке изделия РКТ к ШП;  $\omega_i$  — параметр потока отказов систем и агрегатов изделия РКТ, задействованных при подготовке изделия к ШП на  $i$ -ой операции.

Так как все операции по подготовке изделия РКТ к ШП должны быть выполнены, а невыполнение хотя бы одной операции — это невыполнение заданной функции по подготовке к ШП для всего изделия РКТ. Структурную схему надежности изделия по подготовке к пуску можно представить в виде последовательно соединенных элементов, где отказ хотя бы одного элемента влечет за собой отказ процесса подготовки всего изделия РКТ.

При такой структурной схеме надежности показатель надежности подготовки к ШП изделия РКТ в целом определится из следующего выражения:

$$P(\tau_{\text{ин}}) = \prod_{i=1}^n P(\tau_i), \quad (3)$$

где  $P(\tau_i)$  — вероятность выполнения  $i$ -й операции за время  $\tau_i$ ;  $n$  — число операций по подготовке к ШП.

Хотя показатели надежности зачастую трактуются как вероятности, однако по своей физической сущности они являются лишь оценками вероятности, точность которых должна быть определена. В НД (ТТТ, ТТЗ, ТЗ) могут быть предъявлены требования к точности определения этих оценок в виде их среднего квадратического отклонения (СКО), которое определится из следующей математической зависимости:

$$\sigma_{\hat{P}(\tau_{\text{ин}})} = \hat{P}(\tau_{\text{ин}}) \left( \sum_{i=1}^n \hat{P}(\tau_i) \sigma_{\hat{P}(\tau_i)} \right)^{1/2}, \quad (4)$$

где  $\hat{P}(\tau_{\text{ин}})$  — оценка показателя надежности подготовки к ШП изделия РКТ;  $\hat{P}(\tau_i)$  — оценка вероятности выполнения  $i$ -й операции за время  $\tau_i$ ;  $\sigma_{\hat{P}(\tau_i)}$  — СКО оценки вероятности выполнения  $i$ -й операции за время  $\tau_i$ .

Математическое выражение для вычисления  $\sigma_{\hat{P}(\tau_i)}$  определяется на основании следующей зависимости:

$$\sigma_{\hat{P}(\tau_i)} \approx \sqrt{\sum_{j=1}^m \left[ \frac{\partial H_i}{\partial x_{ij}} \right]^2} \sigma_{x_{ij}}, \quad (5)$$

где  $H_i$  — функция надежности  $i$ -й операции (формула (2));  $x_{ij}$  — параметр функции надежности;  $\sigma_{x_{ij}}$  — СКО параметра функции надежности;  $m$  — число параметров в функции надежности.

После подстановки формулы (2) в выражение (5) получим математическую зависимость для вычисления СКО оценки вероятности  $i$ -й операции:

$$\sigma_{\hat{P}(\tau_i)} \approx \sqrt{\left[ \frac{\partial H_i}{\partial \mu_i} \right]^2 \sigma_{\mu_i}^2 + \left[ \frac{\partial H_i}{\partial \omega_i} \right]^2 \sigma_{\omega_i}^2}, \quad (6)$$

$$\text{где } \frac{\partial H_i}{\partial \mu_i} = \frac{\omega_i}{(\mu_i + \omega_i)^2}; \quad \frac{\partial H_i}{\partial \omega_i} = \frac{-\mu_i}{(\mu_i + \omega_i)^2}.$$

При известном количестве отказов ( $m$ ), имевших место при определении значения  $\omega_i$  при экспоненциальном законе распределения наработок (в марковских процессах рассматривается только данный закон распределения), то величина  $\sigma_{\omega_i}$  определится из следующего выражения:

$$\sigma_{\omega_i} = \frac{\omega_{\text{изд}_i}}{\sqrt{m}}. \quad (7)$$

При наличии статистических данных о временах восстановления работоспособности изделия при отказах в ходе выполнения  $i$ -й операции, по которым производилось вычисление значения среднего времени восстановления  $\mu_i$ , величина СКО времени восстановления при  $i$ -й операции определится из выражения:

$$\sigma_{\mu_i} = \sqrt{\sum_{j=1}^N \frac{(\mu_i - \mu_{ij})^2}{N-1}}, \quad (8)$$

где  $\mu_{ij}$  — время восстановления работоспособности изделия при  $j$ -м отказе в ходе выполнения  $i$ -й операции.

Таким образом, в данной статье представлена простая в реализации марковская модель вычисления показателя надежности подготовки к ШР изделия

РКТ при нормативных временах выполнения каждой операции подготовки. Данная модель пригодна для любого этапа создания и эксплуатации и легко реализуема на практике.

### **Литература**

- [1] *Надежность и эффективность в технике. Справочник в 10 т. Проектный анализ надежности.* Москва, Машиностроение, 1987, т. 4, с. 184–211.

УДК 621.4

## Проблемы изготовления жестких и гибких трубопроводов жидкостных ракетных двигателей

Подшибякина Виктория Александровна<sup>1,2</sup> vikapodsibakina1@gmail.com

SPIN-код: 3601-0830

Рязанцев Александр Юрьевич<sup>1,2</sup>

ryazantsev86@rambler.ru

SPIN-код: 7720-0320

<sup>1</sup> Воронежский государственный технический университет<sup>2</sup> АО «Конструкторское бюро химавтоматики»

*В работе показано применение жестких и гибких трубопроводов при производстве жидкостных ракетных двигателей. Представлены виды применяемых в ракетной технике трубопроводов и их назначение. Обоснована важность изготовления трубопроводов разной конструкции высокого качества, для исключения дефектов при контроле и эксплуатации изделий спецтехники. Рассмотрены методы изготовления деталей трубопроводов, влияющие на точность и качество окончательного изготовления сборочных единиц, а также способы исключения дефектов.*

**Ключевые слова:** трубопроводы, двигатель, гибкие трубопроводы, жесткие трубопроводы

В современной аэрокосмической индустрии играют значительную роль жидкостные ракетные двигатели. Одним из ключевых компонентов таких двигателей являются трубопроводы разных конструкций, которые служат для подачи топлива, окислителя и других рабочих жидкостей к системам сгорания. К ним предъявляются высокие требования к точности изготовления, так как их разрушение или негерметичность, негативно скажутся на работоспособности изделия. В зависимости от требований и особенностей конкретного двигателя, могут применяться как жесткие, так и гибкие трубопроводы [1–3].

Жесткие трубопроводы обычно изготавливаются из легких алюминиевых сплавов или титана. Они отличаются высокой прочностью и стабильностью формы. Применение жестких трубопроводов обеспечивает точную и надежную подачу рабочих жидкостей, что является особенно важным для регулировки узлов автоматики в процессе работы двигателя.

Гибкие трубопроводы, в свою очередь, обеспечивают более свободное движение рабочих жидкостей и позволяют компенсировать тепловые деформации и вибрации, которые возникают при работе двигателя. Они часто включают в свою структуру специальные слои, обеспечивающие защиту от термической нагрузки и воздействия агрессивных сред. Гибкие трубопроводы, как правило, изготавливаются из специальных эластомеров или композитных материалов. Так, при изготовлении любого из вида трубопроводов возможно появление дефектов. Все встречающиеся при эксплуатации дефекты трубопроводов можно свести в следующие группы:

- разрушения и наклеп по развальцованной части или вблизи нее;
- разрушение в местах изгиба сечения, разрушение по месту сварки и пайки;
- разрушение и потертости в зоне крепления, из-за низкого качества материала;
- негерметичность соединений трубопроводов.

Анализ дефектов показал, что из общего их числа около 80 % приходится на разрушения и около 20 % на негерметичность.

Существуют несколько методов изготовления трубопроводов для ракетных двигателей. Одним из наиболее распространенных является метод формирования трубопроводов с использованием специальных пресс-форм и матриц. Этот метод позволяет получить жесткие трубопроводы с высокой точностью размеров и геометрии. Для изготовления гибких трубопроводов часто применяются методы использования композитных материалов и специализированных технологий под давлением [4].

Для достижения требуемой точности так же необходимо четко выполнять операции сварки и гибки или развальцовки. Для этого возможно применение средств технологического оснащения, в частности стапеля для сварки или дорнов с роликами при гибки. За счет их применения возможно получить трубопроводы удовлетворяющие требованиям нормативной документации.

Также для предотвращения потери устойчивости трубы при гибки применяются наполнители, которые подразделяются на жидкие, сыпучие и легкоплавкие. В качестве жидкостных наполнителей используют эмульсию или масло АМГ-10, заливаемые в трубу под давлением. Из сыпучих наполнителей применяют кварцевый и речной песок. К легкоплавким наполнителям относят: мочевины техническая, азотнокислый кальций и калиевая селитра, полиэтиленгликоль-115, технический сорбит с глицерином.

На окончательном этапе изготовления трубопроводов подлежат 100 % контролю по следующим параметрам: размеры, конфигурация и соосность, контроль толщины стенки трубы, геометрия, чистота внутренних поверхностей, отсутствие трещин.

В процессе проектирования и изготовления трубопроводов для жидкостных ракетных двигателей необходимо учитывать множество технических и технологических факторов, таких как работоспособность при экстремальных температурах, сопротивление коррозии, устойчивость вибрациям и другим физическим воздействиям.

Таким образом, точное изготовления жестких и гибких трубопроводов в жидкостных ракетных двигателях является важным аспектом, который определяет эффективность и надежность работы двигателя.

Благодаря современным технологиям и материалам, создание высококачественных трубопроводов становится возможным, что содействует развитию и совершенствованию ракетных технологий в целом.

---

**Литература**

- [1] Воробей В.В., Логинов В.Е. *Технология производства жидкостных ракетных двигателей*. Москва, МАИ, 2001.
- [2] Гахун Г., Володин В.В., Краев М.В. *Конструкция и проектирование жидкостных ракетных двигателей*. Москва, Машиностроение, 1989.
- [3] Моисеев В.А., Тарасов В.А., Колмыков В.А. и др. *Технология производства жидкостных ракетных двигателей*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2008.
- [4] Чередник И.А. Перспективные технологии изготовления трубопроводов жидкостных ракетных двигателей. *Актуальные проблемы авиации и космонавтики*, 2017, т. 1, № 13, с. 194–196. EDN TAHLTN.

УДК 539.2/6

## Особенности деформирования и разрушения аустенитной жаропрочной стали при низких и высоких температурах

Кунавин Сергей Алексеевич

kun-serg@mail.ru

АО «НПО «ЦНИИТМАШ»

*Исследованы характеристики статической и циклической прочности коррозионностойкой жаропрочной стали при низких и высоких температурах. Установлено, что при повышенных температурах происходит существенное снижение прочностных характеристик и соответствующее повышение пластических свойств. В области низких температур обратная картина: существенно возрастают прочностные характеристики и снижаются пластические, при этом на упругопластической стадии реализуется скачкообразный процесс развития пластической деформации.*

**Ключевые слова:** механические свойства, повышенные и низкие температуры, скачкообразная деформация, прочностные характеристики

Жаропрочная коррозионностойкая кремнийсодержащая сталь с высоким содержанием хрома и никеля находит широкое применение для изготовления деталей и узлов оборудования различных отраслей техники, в том числе ракетно-космической, авиационной, энергетического машиностроения. Для обеспечения надежной работы оборудования, изготовленного из этой стали, необходимо иметь достоверные данные по ее механическим характеристикам при воздействии термомеханического нагружения. Испытания проводили при статическом и циклическом нагружении на цилиндрических образцах, вырезанных из горячекатаного листа при температурах испытания  $T = (4,2-7), 293$  и  $723$  К.

Результаты испытаний на одноосное статическое растяжение показали, что повышение температуры оказывает существенное влияние на механические свойства данной стали: значение временного сопротивления ( $\sigma_B$ ) понижается на 50 %, а значение условного предела текучести ( $\sigma_{0,2}$ ) — 54 %, при этом отношение  $\sigma_{0,2}/\sigma_B$  изменяется незначительно и всегда остается меньше 0,7. Таким образом, в исследуемом диапазоне температур данная сталь относится к классу циклически упрочняемых. Характеристики пластичности изменяются следующим образом: относительное удлинение ( $\delta_5$ ) возрастает на 54 %, относительное сужение ( $\psi$ ) — на 35 %. Характер разрушения (вид статического излома) также изменяется с повышением температуры: от макрохрупкого (большая часть поверхности разрушения перпендикулярна линии действия силы, т. е. реализуется макроотрыв) к макровязкому, когда реализуется смешанный характер разрушения макротрив (в центральной части поверхности излома) и сдвиг (в областях излома, прилегающих к поверхности рабочей части образца).



При статическом нагружении в области низких температур можно выделить следующие эффекты: а) существенно возрастают значения характеристик прочности ( $\sigma_{0,2}$  — примерно в три раза,  $\sigma_B$  — примерно в два раза); б) соответственно снижаются значения характеристик пластичности ( $\delta_5 \sim$  в 2,5–3 раза,  $\psi \sim$  в 1,5–1,7 раза); в) на упругопластической стадии диаграммы растяжения реализуется скачкообразный характер пластической деформации, сопровождающийся относительно интенсивным образованием мартенсита в данной стали.

Циклические испытания на малоцикловую усталость проводили при температурах  $T = 293$  и  $723$  К в условиях жесткого нагружения, т. е. контролируемым параметром является амплитуда (размах) упругопластической деформации.

Характер деформирования и разрушения образцов при жестком упругопластическом циклическом нагружении в диапазоне чисел циклов нагружения до  $N_p = 5 \cdot 10^4$  циклов не зависит от температуры испытания и является чисто усталостным. Все испытанные образцы при температурах  $T = 293$  и  $723$  К разрушаются по механизму зарождения и развития усталостной трещины, при этом определяющей по продолжительности является стадия зарождения усталостной трещины.

Визуальное исследование поверхности рабочей части образцов в области разрушения показало, что для большинства из них реализуется характерный для упругопластического циклического деформирования процесс многоочагового зарождения усталостных трещин, т. е. на некотором протяженном участке рабочей части образца, начиная с определенного числа циклов нагружения, происходит образование нескольких очагов, в которых одновременно или с небольшими временными интервалами реализуется интенсивное зарождение и развитие усталостных трещин. По мере увеличения размеров трещин нарастает разница в скорости их роста и окончательное разрушение образца обуславливается развитием той трещины, у которой раньше наступает стадия ускоренного роста. Особенно эффект многоочаговости более рельефно проявляется при возрастании амплитуды деформации.

## Литература

- [1] Коломийцев Е.В. Коррозионно-усталостная прочность тавровых соединений стали 12Х18Н10Т и методы ее повышения. *Автоматическая сварка*, 2012, № 12, с. 41–43.
- [2] Давыдов С.Н., Козлова (Чурилова) Т.В. Малоцикловая коррозионно-усталостная долговечность сварных швов тонколистовой стали 12Х18Н10Т, полученных при различных режимах микроплазменной сварки. *Коррозия металлов: диагностика, предупреждение, защита и ресурс: сб. науч. ст.* Уфа, УГНТУ, 2002, с. 68–71.
- [3] Давыдов С.Н., Козлова (Чурилова) Т.В. Влияние сортамента и механических свойств сталей типа 18-10 на усталостную долговечность при малоцикловом нагружении. *Нефтепереработка и нефтехимия-2003: практ. конф.* Уфа, ИНХП, 2003, с. 355–357.
- [4] *Методическое пособие по работе с нержавеющейими сталями.* Цегельник Э.С., сост. Москва, АО «Аксион», 2008, 58 с.

УДК 620

## Влияние структуры и температуры на механические свойства стали типа 15ХМ при статическом и циклическом нагружении

Кунавин Сергей Алексеевич

kun-serg@mail.ru

Скоробогатых Владимир Николаевич

Нахабина Мария Сергеевна

Мишина Ирина Васильевна

Мельников Алексей Петрович

АО «НПО «ЦНИИТМАШ»

*Рассмотрено влияние различных структур металла и повышенных температур на механические свойства стали 15ХМ. Показано, что сталь с феррито-бейнитной структурой существенно лучше сопротивляется разрушению в области малоциклового усталости, чем сталь с феррито-перлитной структурой. Повышенные температуры практически не влияют на усталостные характеристики стали. В области малоциклового усталости, в основном, реализуется квазистатический механизм разрушения.*

**Ключевые слова:** прочность, механические свойства, структура металла, механизмы разрушения, малоцикловая усталость

Теплоустойчивая хромомолибденовая сталь марки 15ХМ, используемая при производстве оборудования и трубопроводов изделий энергетического машиностроения, показала хорошую работоспособность в условиях воздействия повышенных температур. Проведенные предварительные исследования показали, что исходная структура оказывает существенное влияние на сопротивление разрушению данных сталей, как при статическом, так и циклическом нагружении [1–5]. В настоящей работе проведены исследования двух партий стали 15ХМ, термообработанных по разным режимам и имеющих следующие структурные состояния: первая партия имела феррито-перлитную структуру, вторая — феррито-бейнитную. Испытания проводили на цилиндрических образцах, вырезанных (в осевом направлении) из обечайки трубы диаметром 219 мм и толщиной стенки 12 мм.

Механические испытания на статическое растяжение при комнатной температуре показали, что значения стандартных механических свойств у образцов второй партии выше, чем у первой. Характеристики прочности: временное сопротивление ( $\sigma_B$ ) выше на ~20 %, условный предел текучести ( $\sigma_{0,2}$ ) — на ~50 %. По характеристикам пластичности соотношение следующее: относительное удлинение ( $\delta_5$ ) у образцов второй партии выше на ~22–23 %, относительное сужение ( $\psi$ ) — на ~25 %. Для всех образцов, испытанных при статическом нагружении до разрушения реализуется один и тот же макромеханизм разрушения (МР) по типу «чашка-конус», при этом участок, где реализуется сосредоточенная пластическая деформация наиболее ярко выражен

для образцов второй партии. Микрофрактографический анализ изломов показал, что на поверхности разрушения образцов обеих партий отчетливо выявляется ямочный рельеф, свидетельствующий о вязком характере разрушения, при этом более равномерный ямочный рельеф с большей глубиной ямок выявляется на поверхности разрушения образцов второй партии.

Циклические испытания при комнатной температуре проводили в диапазоне значений числа циклов до разрушения ( $N_p$ ) равным  $10^2$ – $10^5$  циклов, т. е. в области, так называемой, малоциклового усталости (МЦУ) при отнулевом цикле изменения синусоидальной нагрузки в интервале частот ее изменения  $f = 0,5$ – $3$  Гц. Поскольку в области МЦУ нагружение носит упругопластический характер возможна реализация двух типов МР: квазистатическое, когда вид разрушения такой же, как и при статическом нагружении, но происходит при меньших значениях удлинения рабочей части образца и смешанный, когда зарождению усталостной трещины предшествует накопление макро и микропластической деформации. Кривая выносливости (в координатах  $\sigma_a$ – $N_p$ ) для образцов второй партии лежит существенно выше, чем у образцов первой партии, при этом граница между реализацией двух типов МР располагается в диапазоне  $N_p = (5$ – $8) \cdot 10^3$  циклов, смещаясь в сторону больших значений для образцов партии 2.

Повышение температуры испытаний до  $T = 400$  °С практически не повлияло на характеристики сопротивления усталостному разрушению. Кривые выносливости для образцов обеих партий располагаются на том же уровне как и для  $T = 20$  °С. При этом сохраняется та же тенденция, что и при комнатной температуре: зависимость  $\sigma_a$ – $N_p$  для образцов второй партии лежит выше, чем у образцов первой партии. Повышение температуры практически не оказало влияния на механизмы разрушения. Так же, как и при  $T = 20$  °С преобладающим МР является квазистатический характер разрушения. Усталостный характер разрушения начинает реализовываться при  $N_p > 2 \cdot 10^4$  циклов.

Сравнение с обобщенной расчетной кривой выносливости, приведенной в нормативных документах по оценке прочности и ресурса работы материалов атомной энергетики, показало, что все значения разрушающих напряжений при циклическом нагружении, где реализуется смешанный и усталостный характер разрушения располагаются выше значений расчетной кривой выносливости.

## Литература

- [1] Петреня Ю.К. *Физико-механические основы континуальной механики повреждаемости*. Санкт-Петербург, АОТ «НПО ЦКТИ», 1997.
- [2] Луценко В.А., Голубенко Т.Н., Луценко О.В. Особенности кинетики распада и структурообразования в хромомолибденованадиевой стали при непрерывном охлаждении от различных температур аустенизации. *Литье и металлургия*, 2016, № 3 (84), с. 1–5.

- [3] Hald J. Microstructure and long-term creep properties of 9–12 % Cr steels. *International Journal of Pressure Vessels and Piping*, 2008, vol. 85, art. 3037. <https://doi.org/10.1016/j.ijpvp.2007.06.010>
- [4] Гецов Л.Б. *Материалы и прочность деталей газовых турбин. В 2 кн. Кн. 1.* Рыбинск, ООО «Издательский дом «Газотурбинные технологии», 2010.
- [5] Крыленко А.В. Критериальная оценка деградации структуры теплоустойчивых хромомolibденовых сталей змеевиков трубчатых печей. *Промышленность. Прикладные науки. Материаловедение и металлургия*, 2015, № 3, с. 75–79.

УДК 621.791.14

## Исследования технологии ремонта дефектных зон в соединениях сварки трением с перемешиванием методом аргонодуговой сварки при производстве герметичных емкостей

Епифанов Кирилл Игоревич<sup>1</sup>

redaviator@mail.ru

Меньшиков Геннадий Аркадьевич<sup>1</sup>

g.a.menshikov@mail.ru

Панкратов Александр Сергеевич<sup>2</sup>

aspankratov@bmstu.ru

<sup>1</sup> АО «Государственный космический научно-производственный центр имени М.В. Хруничева»<sup>2</sup> МГТУ им. Н.Э. Баумана

*Рассмотрена возможность устранения дефектов соединений сварки трением с перемешиванием (СТП) герметичных емкостей из высокопрочных алюминиевых сплавов, а именно: на примере сплава АМг6 проведены исследовательские работы по применению для данной задачи ручной аргонодуговой сварки (АрДЭС). Проведен анализ прочностных свойств и металлургической структуры зон подварки методом АрДЭС дефектов СТП. На основе проведенных работ сделаны соответствующие выводы о применимости способа АрДЭС для ремонта соединений СТП и дано соответствующее заключение.*

**Ключевые слова:** сварка трением с перемешиванием, дефекты, микроструктура, водородная пористость, прочность, аргонодуговая сварка, герметичность

**Введение.** Общей проблемой при производственном применении СТП [1], является появление в полученных соединениях дефектов различного типа и генезиса [2], что может привести к браку свариваемой конструкции. Одним из важнейших вопросов в данном случае является получение наиболее эффективной методики их устранения. Подварка дефектов методом АрДЭС является традиционной при проведении ремонтных работ на конструкциях из алюминиевых сплавов. Существенным преимуществом при выборе данного способа ремонта является отработанность технологии подварки, которая выполняется на серийных сварочных источниках питания.

Исследования макро- и микроструктуры и механических свойств подварок аргонодуговым способом дефектных зон соединений сварки трением с перемешиванием. Для определения возможности подварки дефектов небольшой протяженности, были выполнены экспериментальные работы на плоских образцах-имитаторах. Образцы изготавливались для сплава АМг6, лист толщиной 4,0 мм, сваренные предварительно СТП.

Далее проводилась разделка мест подварок по двум вариантам:

1) U-образная разделка типа «лодочка» вдоль сварного шва по типовой технологии (выборка на 2/3 свариваемой толщины с лицевой стороны шва);

2) V-образная разделка типа «конус» вдоль сварного шва по типовой технологии (выборка на 2/3 свариваемой толщины с лицевой стороны шва).

На первой серии образцов место подварки шабрению не подвергалось, подварка выполнялась на серийном источнике питания в один проход с прищипочной проволокой марки СвАМг6.

По результату рентген-просвечивания во всех подварках обнаружено наличие пористости и окисных плен, превышающие допустимые нормы [3].

Механические свойства, макро и микроисследования проводились согласно стандартной процедуре. Исследования макрошлифов показали, что дефекты в зонах подварок в основном располагаются по границе литой зоны наплавки и сварного соединения СТП. Вероятной причиной образования дефектов являются несплошности и газовые каналы, а также размельченная окисная пленка, вовлеченная с поверхности образца вглубь сварного соединения при СТП. При последующей подварке ручной АрДЭС эти дефекты являются источниками образования пор и многочисленных окисных пленок.

Для уменьшения вероятности образования окисных плен после выборки сварного соединения СТП на 2/3 глубины производились шабрение поверхности и подварка ручной АрДЭС. При этом для улучшения дегазации расплава, подварка выполнялась в два прохода. Эти мероприятия позволили получить снижение количества и размера газовых пор по результатам рентген-просвечивания.

Металлографическими исследованиями сварного соединения после подварки была обнаружена пониженная пористость.

Результаты механических испытаний подварок показали, что уровень прочности сварного соединения при подварке ручной АрДЭС из-за дополнительного тепловложения при U-образной разделке в «лодочку» значительно ниже.

Комплексные исследования зон пересечения швов сварки трением с перемешиванием с швами аргонодуговой сварки с отработкой технологии подварки дефектов в зонах пресечения. Вопрос подварки дефектов СТП аргонодуговым методом можно рассматривать как частный случай пересечения швов СТП со швами АрДЭС в сварной конструкции.

Для подтверждения прочностных характеристик в зонах пересечения разнородных сварных швов, выполненных методами СТП и АрДЭС, пластины сплава АМг6 толщиной 7мм сваривались швом автоматической АрДЭС, который перпендикулярно пересекал предварительно полученные швы СТП.

По результатам рентген-просвечивания, в местах пересечения были обнаружены дефекты, в дефектных местах была проведена выборка металла шва и осуществлена подварка ручной аргонодуговой сваркой в непрерывном режиме, при этом одна зона была подварена с лицевой и с внутренней стороны в импульсном режиме АрДЭС. По результатам механических испытаний в месте подварки ручной АрДЭС в импульсном режиме наблюдается резкое снижение прочностных характеристик сварного соединения. Характер разрушения образца, вырезанного из зоны подварки в импульсном режиме АрДЭС, также не отвечает критериям разрушения качественного соединения — разрушение

произошло непосредственно по сварному шву и не имеет характерного утонения в месте разрушения. Как итог, фиксируется снижение прочностных и пластических характеристик зоны подварки методом ручной импульсной АрДЭС пересечения швов автоматической АрДЭС и СТП.

Металлографические исследования макрошлифов зон подварки ручной АрДЭС в непрерывном режиме определили, что в зоне подварки, на границе ее литой зоны и шва СТП имеется скопление круглых газовых пор.

Оценка результатов исследований по подварке аргонодуговым методом дефектных зон швов сварки трением с перемешиванием. По результатам проведенных работ можно сделать следующие выводы:

1. Дефект в виде водородных пор возникает как при продольном наложении шва АрДЭС на шов СТП при подварке, так и при их перпендикулярном пересечении при моделировании подобного случая в конструкции сварных изделий. Скопление водородных пор происходит на границе металлургических структур шва СТП и наплавленного металла при подварке АрДЭС.

2. Механизм водородного порообразования можно представить следующим образом:

– пленка оксида  $Al_2O_3$  с адсорбированной атмосферной влагой, которая находится на поверхности свариваемых кромок, размельчается инструментом сварки и в ультра-мелкодисперсном состоянии замешивается в сварной шов;

– при последующем нагреве до точки ликвидуса металла соединения СТП в процессе подварки АрДЭС и соответствующем металлургическом переделе, адсорбированная окисной пленкой влага по изученному механизму [4] становится источником водородной пористости;

– правильная сферическая форма газовых пор говорит о том, что порообразование происходит в жидкой фазе наплавленного материала, что, в свою очередь, говорит о высокой скорости процесса порообразования [5], подобная большая скорость данного процесса объясняется высоким содержанием ультра-мелкодисперсной фазы  $Al_2O_3$  в структуре шва СТП;

– с учетом разрешающей способности оборудования для микроструктурных исследований — до 1,1 мкм, который не фиксирует окисные включения напрямую, величина отдельных частиц  $Al_2O_3$  в составе шва СТП должна быть не более 1 мкм.

### **Заключение.**

1. Процесс подварки ручной АрДЭС дефектов СТП для алюминий-магниевого сплава сопровождается порообразованием и вероятность получения металлургической структуры без водородной пористости в данном случае крайне мала.

2. Для сравнительно малых свариваемых толщин герметичных емкостей, подварка методом ручной АрДЭС является не рациональной по ряду причин:

– порообразование в местах подварок дефектов СТП, что с большой вероятностью приведет к потере герметичности тонкостенной сварной конструкции, в сочетании со снижением ее прочностных свойств;

– разупрочнение периферийной зоны основного металла, прилегающего к сварному соединению, когда в результате нагрева он теряет упрочненную нагартованную структуру (т. н. «вспучивание»).

### Литература

- [1] Епифанов К.И. О современном развитии сварки трением с перемешиванием алюминиевых сплавов в промышленности (обзор). *Сварочное производство*, 2022, № 5, с. 41–53.
- [2] Епифанов К.И., Меньшиков Г.А., Панкратов А.С. Исследование причин возникновения дефектов при сварке трением с перемешиванием изделий из алюминиевых сплавов. *Сварочное производство*, 2023, № 5, с. 5–16.
- [3] ОСТ 92-1114–80. *Соединения сварные. Общие технические условия*. Королёв, Композит, 1981.
- [4] Фролов В.А., Пешков В.В., Саликов В.А. и др. *Технологические основы сварки и пайки в авиационной промышленности*. Москва, Интермет Инжиниринг, 2004.
- [5] Редчиц В.В., Фролов В.А., Казаков В.А., Лукин В.И. *Пористость при сварке цветных металлов*. Москва, Технология машиностроения, 2002, с. 174–175.



УДК 338.33

## Диверсификация технологий производства ракетно-космической промышленности

Астахов Юрий Павлович <sup>1</sup>	info@tmnpo.ru
Белов Иван Иванович <sup>1</sup>	info@tmnpo.ru
Кочергин Сергей Александрович <sup>1</sup>	info@tmnpo.ru
Кушнаренко Сергей Владимирович <sup>2</sup>	worn80@mail.ru
Мазуркевич Андрей Николаевич <sup>1</sup>	info@tmnpo.ru
Перепечкин Анатолий Андреевич <sup>1</sup>	info@tmnpo.ru
Фомичев Алексей Олегович <sup>1</sup>	info@tmnpo.ru

1 АО «НПО Техномаш» им. С.А. Афанасьева

2 АО НПО «Энергомаш» им. академика В.П. Глушко

*Переориентация производственных мощностей организаций ракетно-космической промышленности (РКП) в интересах гражданского сектора экономики является сложной, комплексной задачей и требует применения системного подхода. В статье рассмотрены проблемы диверсификации технологий производства РКП. Проведен анализ диверсификации и совместимость производства РКП в изготовлении оборудования для теплоэнергетического комплекса (ТЭК). Представлена модель и программа диверсификации. Даны предложения по организации процесса диверсификации.*

**Ключевые слова:** технология, производство, диверсификация, ракетно-космическая промышленность, предприятие, теплоэнергетический комплекс, конверсия

Предприятия оборонного комплекса России по особенностям организации производства и используемым технологическим процессам значительно отличаются от предприятий гражданских машиностроительных отраслей. Главное отличие заключается в том, что технический уровень производства в оборонно-промышленном комплексе (ОПК) значительно выше, чем в этих отраслях, поскольку основные материально-технические, а также трудовые и основная часть финансовых ресурсов ранее направлялись в первую очередь на оборонные предприятия. Поэтому этим предприятиям в процессе проведения диверсификации производства надо не копировать выпускаемую ими продукцию, а использовать весь имеющийся у них производственный потенциал для подъема гражданских отраслей [1]. Ракетно-космическое и авиационное производство (ОПК), является локомотивом машиностроительного производства по степени освоенности и использованию новых наукоемких технологий.

Ракетно-космическая промышленность является мощным инновационным донором технологий для других отраслей хозяйства по таким направлениям, как технологии, материалы, машиностроение, сельское хозяйство, и др. В качестве примера предмета конверсии рассмотрено изготовление оборудования для теплоэнергетического комплекса (ТЭК). Объектом сравнительного ана-

лиза применимости конверсионных конструкторско-технологических решений выбраны: емкости, трубопроводы, насосы, запорная арматура, расходомеры, датчики, нейтрализаторы, дымососы [2].

Обоснована предметная совместимость диверсификации технологий и производств РКП и ТЭК. Предметная совместимость для основных подразделений предприятия (подразделения главного конструктора, цехов заготовительного, механообрабатывающего, сборочно-сварочного, испытательного производства). Представлена модель диверсификации в форме организационно-технологической системы. Разработаны программа и предложения для оптимизации решения задач и организации процесса диверсификации. В общем виде основные задачи управления конверсий формулируются следующим образом: при заданном уровне качества поставки материалов, комплектующих, заданном парке технологических систем, при определенном уровне квалификации специалистов определяется состав, параметры диверсификационной продукции, рациональный процесс перехода на выпуск диверсификационных изделий так, чтобы средняя суммарная прибыль на производстве была бы максимальной за рассматриваемый период времени [3]. Для решения таких задач, должны быть разработаны программы, с помощью которых организуется активное управление затратами путем тщательной оценки факторов стоимости диверсифицированной продукции, определения целей и показателей по снижению затрат на ее производство, внедрения определенных методов для их достижения [4]. Программа диверсификации должна охватывать номенклатуру, технологии и программное задание, цены, сроки качество поставки продукции с учетом существующих ресурсов предприятий привлекаемых кредитов и инвестиций, состава внешних и внутренних исполнителей, рациональной системы организации и стимулирования труда.

Диверсификация производства должна быть подчинена единой идеи — наладить совершенно новый процесс деятельности с новыми формами организации производства и реорганизации финансовой, договорной, снабженческой, службы логистики, главного инженера, связи и т. п. для выполнения основных целей и задач.

## Литература

- [1] Мишин Ю.В., Костерев Н.Б., Сухарев В.Б., Мишин А.Ю. Методы, процедуры и инструменты диверсификации предприятий и организаций ОПК России. *Мир (Модернизация, инновации, развитие)*, 2019, т. 10, № 1, с. 38–53.
- [2] Матвеев Ю.А. *Космическая оптимизация проектно-конструкторских и технологических параметров технической системы*. Москва, Наука, 1998.
- [3] Астахов Ю.П., Булавкин В.В. *Конверсия технологий и производства ракет и спутников в теплоэнергетический комплекс. Международная конференция*, Москва, 2001.
- [4] Власов Ю.В., Чурсин А.А. Управление диверсификацией ракетно-космической промышленности в России. *Экономика региона*, 2016, т. 12, вып. № 4, с. 1205–1217.



**Секция 12. ОБЪЕКТЫ НАЗЕМНОЙ ИНФРАСТРУКТУРЫ  
РАКЕТНЫХ КОМПЛЕКСОВ**

---



УДК 629.7.08

## **Сравнительный анализ вариантов исполнения транспортно-установочного оборудования перспективной ракеты космического назначения вертикального взлета и посадки**

Никитин Александр Олегович

alexandr\_nikitin1997@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Филиал АО «ЦЭНКИ» — Научно-исследовательский институт  
стартовых комплексов имени В.П. Бармина

*Представлены результаты сравнительного анализа вариантов проектного облика транспортно-установочного оборудования перспективной ракеты космического назначения вертикального взлета и посадки. Актуальность исследования заключается в определении ряда критериев, которыми, по мнению автора, необходимо руководствоваться при проектировании транспортно-установочного оборудования как многоразовых ракет космического назначения, так и ракет с невозвращаемыми ступенями.*

**Ключевые слова:** наземная космическая инфраструктура, ракета космического назначения, стартовый комплекс, транспортно-установочное оборудование, критерии выбора

Анализ запусков автоматических космических аппаратов, проведенный экспертными организациями с 1999 по 2011 годы, показал, что наибольшая доля пусков приходится на низкоорбитальные легкие космические аппараты. В последние годы эта потребность только возросла. В связи с этим актуальна задача создания космического ракетного комплекса, имеющего в своем составе многоразовую ракету-носитель, способную выводить на низкую опорную орбиту (а также возвращать с орбиты) космические аппараты легкого и, при необходимости, среднего класса.

Специфика возвращаемых с орбиты ракет космического назначения (РКН), либо ракет, имеющих в своем составе возвращаемые элементы, ставит перед разработчиками наземного оборудования ряд нетривиальных задач по обеспечению не только подготовки изделия к пуску, но и обеспечению послеполетного обслуживания. При этом большую роль в технологии работ по подготовке РКН к пуску и послеполетном обслуживании играет выбор способов сборки, транспортирования и установки изделия на пусковое устройство.

Стоит отметить, что до настоящего времени в нашей стране проектировалось и создавалось транспортно-установочное оборудование (ТУО), обеспечивающее транспортирование РКН исключительно в горизонтальном положении с переводом и установкой изделия на пусковое устройство посредством вертикализации [1–3]. Однако возникновение отечественных многоразовых РКН ставит перед разработчиками ТУО задачу по анализу и выбору оптимального способа транспортирования таких изделий.

В работе представлены результаты сравнительного анализа вариантов обоснования выбора проектного облика ТУО перспективной ракеты космического назначения вертикального взлета и посадки. Актуальность исследования заключается в определении ряда критериев, которыми, по мнению автора, необходимо руководствоваться при проектировании ТУО как много-разовых ракет космического назначения, так и ракет с невозвращаемыми ступенями.

Были рассмотрены два варианта исполнения ТУО многоразовой РКН, которые отражают принципиальные различия в подходах к проектированию агрегатов такого типа.

1. Транспортно-установочная тележка, обеспечивающая транспортирование изделия в горизонтальном положении с технического на стартовый комплекс (и обратно), перевод РКН в вертикальное положение и установку (снятие) на пусковое устройство посредством подъемно-установочного оборудования [4]. Операции, проводимые при послеполетном обслуживании РКН, осуществляются другим технологическим оборудованием стартового комплекса.

2. Транспортно-установочный агрегат, обеспечивающий транспортирование изделия в вертикальном положении с технического на стартовый комплекс (и обратно), установку (снятие) на пусковое устройство, а также операции по перемещению РКН при послеполетном обслуживании.

По результатам рассмотрения и проведения сравнительного анализа был выбран оптимальный вариант исполнения ТУО посредством выделения ряда критериев, учитывающих: массово-габаритные и прочностно-жесткостные характеристики РКН, требования по многоразовости РКН, а также ряд других характеристик и особенностей, учитывающих технологию работ по подготовке РКН к пуску и при послеполетном обслуживании. Полученные результаты могут быть использованы при разработке методик подбора параметров ТУО РКН.

## Литература

- [1] Бирюков Г.П., Манаенков Е.Н., Левин Б.К. *Технологическое оборудование отечественных ракетно-космических комплексов*. Москва, Рестарт, 2011.
- [2] Вольский А.П., ред. *Ракетно-космический комплекс. Космодром*. Москва, Воениздат, 1977.
- [3] Уманский С.П. *Ракеты-носители. Космодромы*. Москва, Рестарт, 2001.
- [4] Авакумов В.С. *Кинематические схемы, физические и математические модели стационарных установок*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 1998, ч. 1.

УДК 629.7

## Влияние ширины прохода между сидениями на время посадки людей в кабину перспективной системы экстренной эвакуации со стартовых комплексов ракет космического назначения

Игрицкий Владимир Александрович

igritsky\_v\_a@bmstu.ru

Иванов Алексей Геннадьевич

ivanov-ag@bmstu.ru

Шиловская Дарья Дмитриевна

dar\_yana@inbox.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

*Одним из перспективных типов систем экстренной эвакуации с высотных агрегатов стартовых комплексов космических ракетных комплексов являются системы, использующие для эвакуации людей специальные капсулы или кабины эвакуационных транспортных средств. В работе приведены результаты экспериментального исследования зависимости времени посадки эвакуируемых в физическую модель кабины эвакуационного транспортного средства от ширины прохода между установленными вдоль кузова лицом друг к другу двумя рядами сидений. Выявлено, что ширина прохода вне предельно малых значений слабо влияет на время посадки в кабину. Предложено рациональное значение ширины прохода между сиденьями.*

**Ключевые слова:** система экстренной эвакуации, внутренняя компоновка эвакуационной капсулы, система посадки и эвакуации космонавтов, кабина эвакуационного транспортного средства, эвакуационное транспортное средство

Одной из сложных задач, возникающих при создании перспективных и совершенствовании существующих стартовых комплексов ракет космического назначения, предназначенных для проведения пилотируемых пусков, является создание систем экстренной эвакуации (СЭЭ) экипажа пилотируемого транспортного корабля (ПТК) и помогающего им персонала. Такие системы особенно важны при нахождении эвакуируемых на высотных агрегатах посадки и эвакуации космонавтов (АПЭК) или других высотных агрегатах СК, выполняющих функции АПЭК.

Создание таких СЭЭ особенно затруднено для перспективных космических ракетных комплексов с ракетами космического назначения (РКН) сверхтяжелого класса (СТК) вследствие большой высоты размещения ПТК над землей и потенциально более мощных взрывов при авариях. Это увеличивает время достижения эвакуируемыми безопасных зон, как можно меньшее значение которого является основным показателем качества такого рода систем [1].

Современные СЭЭ с высотных агрегатов СК обладают рядом недостатков [2–4], поэтому разработка более совершенных СЭЭ является актуальной задачей. Одним из перспективных групп конструкций СЭЭ, потенциально позволяющих обеспечить достаточно быструю и безопасную эвакуацию в том числе и на СК перспективных РКН СТК, являются СЭЭ, в которых эвакуация проводится внутри капсул или кабин эвакуационных транспортных средств [4].

Ранее различными авторами было показано [5], что, с учетом необходимости обеспечения возможности размещения раненых на носилках, рациональной внутренней компоновкой такого рода кабин при небольших перегрузках является вариант кабины с дверью в торце и сиденьями, расположенными вдоль кабины по бокам лицом друг к другу. Размещение носилок при этом возможно или в проходе, или под потолком, или на откидных креплениях вдоль стен, или на месте складных сидений, в том числе в несколько ярусов, часто за счет уменьшения числа людей, эвакуируемых сидя.

В данной работе приведены результаты экспериментального исследования посадки эвакуируемых в кабину при их размещении лицом друг к другу. В соответствии с эргономическими требованиями СП 56.13330.2011, ГОСТ 34013–2016, а также с ГОСТ 12.2.049–80, эвакуационная кабина должна проектироваться с шириной прохода между стоящими лицом друг к другу сиденьями, составляющей 0,32...0,35 м. Однако в этих документах не рассматривался вопрос влияния этого размера на время посадки людей в эвакуационную кабину, поэтому его было решено исследовать экспериментально. При этом высадка эвакуируемых из кабины не рассматривалась, поскольку предполагалось, что она будет осуществляться в безопасной зоне и не будет, в отличие от посадки, существенно ограничиваться по времени. Также в рамках проведенных экспериментов не рассматривался вопрос эвакуации при наличии эвакуируемых, перемещаемых на носилках.

Целью проведения исследования было определение рациональной ширины прохода между стоящими лицом друг к другу сиденьями кабины, исходя из необходимости минимизации размеров кабины при обеспечении удобной посадки эвакуируемых. Для этого оценивалось влияние ширины прохода между сиденьями (до посадки эвакуируемых людей) на время проведения посадки в физическую модель кабины.

В эксперименте участвовало несколько групп, состоящих из 8 человек, которые для имитации наихудшего расчетного случая были одеты в зимнюю одежду. Для оценки влияния расстояния, группы занимали места в макете кабины при разных расстояниях между сиденьями во встречных рядах. Для каждого расстояния измерялось время погрузки. Время погрузки принималось как время от входа в кабину первого эвакуируемого до размещения на сиденье последнего из эвакуируемых. Ширина прохода между сиденьями во встречных рядах варьировалась от практически минимально возможных 0,25 м до 0,6 м. Перед макетом кабины был предусмотрен свободный участок, чтобы исключить влияние поворотов на время погрузки [4].

В результате эксперимента было определено, что при ширине прохода 0,45 м и более, время погрузки принимает постоянные минимальные значения. При этом с уменьшением ширины прохода время погрузки увеличивается незначительно, в пределах 1 секунды. Однако, при ширине прохода 0,25 м, у людей с ростом свыше 185 см возникали трудности при посадке, из-за которых возникали заминки.



На основании проведенных исследований можно сделать вывод, что по критерию минимизации времени посадки рациональная ширина прохода между установленными лицом друг к другу сиденьями эвакуационной кабины СЭЭ должна по возможности составлять не менее 0,35 м, что соответствует нормам действующих нормативных документов. Среднее время погрузки 8 человек для такой компоновки составило 7 с. При этом увеличение ширины прохода до 0,45 м дает выигрыш во времени менее 1 с, а дальнейшее увеличение ширины прохода не влияет на время посадки эвакуируемых в кабину.

Полученные в работе результаты в дальнейшем могут быть использованы при создании перспективных СЭЭ с эвакуацией внутри специальных эвакуационных кабин или капсул.

### Литература

- [1] Скودтаев С.В. Разработка технических решений, направленных на уменьшение расчетного времени эвакуации людей, с использованием имитационной модели эвакуации пассажиров из воздушного судна. *Современные проблемы гражданской защиты*, 2021, № 4 (41), с. 117–125.
- [2] Курицын А.А., Ярополов В.И. Выбор варианта агрегата посадки и эвакуации космонавтов. *Пилотируемые полеты в космос*, 2017, № 4 (25), с. 54–72.
- [3] Плотников В.В., Украинский А.Ю., Скоринов А.А., Дворянинов А.А., Рыжов А.И. *Система экстренной эвакуации космонавтов при возникновении аварийной ситуации во время их посадки в космический корабль*. Патент № RU 2671439 С1 РФ, 2018, бюл. № 31, 11 с.
- [4] Игрицкий В.А. Анализ возможностей создания беспересадочных систем экстренной эвакуации с высотных агрегатов стартовых комплексов ракет космического назначения. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2022, вып. 4. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2022-4-2173>
- [5] Игрицкий В.А., Иванов А.Г., Шиловская Д.Д. Внутренняя компоновка капсул перспективных систем экстренной эвакуации со стартовых комплексов ракет космического назначения. *XLVII Академические чтения по космонавтике, посвященные памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых — пионеров освоения космического пространства*: сб. тез. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2023, т. 2, с. 274–276.

УДК 629.7

## Использование оконного преобразования Фурье при анализе данных видеорегистрации колебаний несущих конструкций наземного оборудования космических ракетных комплексов

Игрицкая Анна Юрьевна

aigri@bmstu.ru

Игрицкий Владимир Александрович

igritsky\_v\_a@bmstu.ru

Головтеева Маргарита Михайловна

mgolovteeva@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

*Мониторинг состояния несущих конструкций наземного оборудования является в настоящее время одной из важных задач эксплуатации космических ракетных комплексов. В работе анализируются возможности использования оконного преобразования Фурье для анализа данных, получаемых при видеорегистрации колебаний таких конструкций. Приведено краткое описание разработанного программного обеспечения. Приведены основные выводы по результатам сравнительного анализа применения различных оконных функций и методов усреднения получаемых периодограмм.*

**Ключевые слова:** наземное оборудование ракетных комплексов, несущие конструкции, видеорегистрация колебаний, оконное преобразование Фурье, обработка результатов видеорегистрации колебаний

Несущие конструкции элементов наземного оборудования (НО) космических ракетных комплексов (КРК) в настоящее время не заменяются регулярно, как это практиковалось в начале космической эры, а по экономическим соображениям эксплуатируются по фактическому состоянию [1] часто в течение многих десятилетий. При этом большинство из этих конструкции считаются ответственными, поскольку их поломка, может привести к достаточно тяжелым последствиям. Вследствие этого одной из важных задач для обеспечения безопасной эксплуатации НО КРК является мониторинг состояния его несущих конструкций.

Одним из наиболее многообещающих методов такого мониторинга является видеорегистрация колебаний конструкций, возникающих в процессе их эксплуатации, с последующим анализом этих колебаний [2–4]. Методы этого типа получили в последние годы заметное развитие применительно к мониторингу металлоконструкций мостов и других сооружений, однако для внедрения этих методов в процессе эксплуатации НО КРК, обладающих рядом существенных особенностей, в частности, наличием операций подвода-отвода конструкций, возбуждающих существенные колебания, но заметно затрудняющих организацию процесса их видеорегистрации, необходимо проведение дальнейших исследований.

Видеорегистрация перемещений конструкций осуществляется путем по кадрового определения положения конструкции, которое с помощью специальных алгоритмов в отдельных случаях даже без использования специаль-

ных меток на конструкциях может быть определено с погрешностью меньшей, чем размер точки изображения цифровой камеры [4]. Далее полученная последовательность чисел может обрабатываться различными методами, наиболее простым и распространенным из которых является дискретное преобразование Фурье (ДПФ), позволяющее после коррекции данных с удалением общего движения определить с помощью получаемой периодограммы наличие в этих данных гармонических колебаний [3]. При этом в анализе сигналов при достаточно кратковременных измерениях, характерных и для съемок процессов подвода и отвода элементов несущих конструкций НО, вместо обычного преобразования Фурье применяется оконное преобразование Фурье (ОПФ), отличающееся тем, что перед преобразованием Фурье исходные данные умножаются на специальную оконную функцию. Применение оконного преобразования Фурье позволяет снизить уровень помех, возникающих в полученных с помощью преобразования Фурье периодограммах из-за ограниченности интервала проведения измерений, но несколько увеличивает ширину пиков на периодограмме, соответствующих тем или иным частотам колебаний конструкций.

При этом известно большое количество различных оконных функций, поэтому целью данной работы является анализ возможностей применения оконного преобразования Фурье при анализе данных видеорегистрации колебаний несущих конструкций НО КРК и выбор наиболее рациональных оконных функций для такого анализа. Также рассматривается возможность применения использующих ОПФ методов усреднения периодограмм Бартлетта и Уэлша.

Для выполнения такого анализа было создано специальное программное обеспечение, обеспечивающее моделирование результатов видеорегистрации в виде дискретных значений суммы одной или нескольких гармонических функций с некоторыми другими функциями с задаваемыми параметрами, а также позволяющее выполнять ДПФ и ОПФ с различными оконными функциями. На основе смоделированных результатов видеорегистрации, а также общедоступных видеозаписей колебаний реальных конструкций НО КРК был проведен анализ результатов использования ОПФ по сравнению с ДПФ с применением ряда оконных функций и методов усреднения периодограмм.

В результате анализа возможностей использования избранных оконных функций при идентификации собственных частот колебаний конструкции НО КРК по результатам видеорегистрации, можно утверждать то, что применение ОПФ значительно уменьшает уровень помех в сравнении с результатами применения ДПФ, что значительно упрощает проведение дальнейшего анализа получаемых периодограмм. Из рассмотренных оконных функций несколько лучшие результаты показала оконная функция Хэмминга. Оба метода усреднения периодограмм дают сравнимые хорошие результаты и могут отчасти устранить влияние демпфирования колебаний, но их применение

в рассматриваемом случае часто ограничено относительно малым числом кадров, получаемым, например, в промежутке между началом и завершением отвода конструкции.

### **Литература**

- [1] Бирюков Г.П., Зброжек Ю.М. *Эксплуатация стартовых комплексов по фактическому состоянию*. Москва, МАТИ им. К.Э. Циолковского, 2000.
- [2] Shang Z., Shen Z. Multi-point vibration measurement and mode magnification of civil structures using video-based motion processing. *Automation in construction*, 2018, vol. 93, pp. 231–240. <https://doi.org/10.1016/j.autcon.2018.05.025>
- [3] Igritskaia A.Y., Igritsky V.A., Zverev V.A. Diagnostics of the launch system structures by analyzing the video footage of their motion. *AIP Conference Proceedings*, 2019, vol. 2171, art. 110015. <https://doi.org/10.1063/1.5133249>
- [4] Javh J., Slavič J., Boltežar M. The subpixel resolution of optical-flow-based modal analysis. *Mechanical Systems and Signal Processing*, 2017, vol. 88, pp. 89–99.

УДК 629.7

## Разработка технологии транспортировки и подготовки к пуску перспективного малого разгонного блока

Игрицкий Владимир Александрович

igritsky\_v\_a@bmstu.ru

Игрицкая Анна Юрьевна

aigri@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

*Приведены основные результаты разработки технологии транспортировки и подготовки к пуску разрабатываемого в МГТУ им. Н.Э. Баумана малого разгонного блока (МРБ) «БОТ». Выявлено, что наиболее обоснованным вариантом транспортировки МРБ на космодром Восточный является перевозка либо попутным грузовым самолетом, либо с использованием возможности перевозки грузов на рейсовых пассажирских самолетах. Также была показана невозможность перевозки МРБ в грузовых купе пассажирских поездов. Для обеспечения безопасности перевозки заправленного газообразными компонентами топлива МРБ предложено использовать транспортный контейнер в виде жесткого каркаса с гибким чехлом. Для мониторинга действующих на МРБ нагрузок при проведении технологических операций было предложено использовать видеорегистрацию.*

**Ключевые слова:** *малый разгонный блок, транспортировка, видеорегистрация технологических операций, космодром Восточный, перевозка грузов*

На текущем этапе развития мировой космонавтики все более широко используются малоразмерные космические аппараты (МКА) различного назначения. Одной из типичных трудностей, возникающих при выведении МКА на орбиту, являются ограничения возможностей индивидуального формирования орбит таких МКА из-за использования для их запуска несоразмерных им разгонных блоков (РБ) ходе попутных и кластерных запусков. Поскольку РБ имеют ограниченное количество включений двигательной установки и ограниченные энергетические возможности, то формирование индивидуальных орбит МКА, которых при одном пуске может выводиться до нескольких десятков, может быть невозможным и вызывает дополнительный расход компонентов ракетного топлива по сравнению с вариантом использования нескольких более мелких РБ. В связи с этим одним из актуальных направлений развития космонавтики является создание малых разгонных блоков (МРБ), обеспечивающих индивидуальное формирование целевых орбит МКА. В МГТУ им. Н.Э. Баумана создается МРБ «БОТ», основной отличительной особенностью которого является использование газообразных компонентов ракетного топлива (КРТ) метан и кислород [1]. При этом в силу не характерных для ранее разрабатывавшихся РБ массы, размеров и состояния КРТ, данная работа посвящена разработке специфических технологий перевозки и подготовки к пуску этого МРБ.

Использование газообразных КРТ накладывает дополнительные требования на условия транспортировки МРБ в заправленном состоянии, заключаю-

щиеся в необходимости обеспечения выхода газов из транспортного контейнера (ТК) при аварийной разгерметизации баллонов МРБ без разрушения ТК. Это требование актуально для всех отечественных космодромов при транспортировке МРБ после заправки на заправочно-нейтрализационной станции в монтажно-испытательный корпус ракеты космического назначения, кроме космодрома Восточный, где эти сооружения расположены под одной крышей. Проработка вариантов удовлетворения этого требования показала, что создание вышибных окон и тому подобных элементов жестких ТК создает существенные трудности в основном в связи с необходимостью их экспериментальной отработки. Наиболее рациональным решением задачи представляется использование специализированного ТК в виде жесткого каркаса с гибким чехлом.

Проведенный анализ возможностей перевозки МРБ с предприятия-изготовителя в центральной части России на космодром Восточный показал, что перевозка МРБ железнодорожным транспортом затруднена вследствие высокой стоимости организации его индивидуальной перевозки грузовым поездом с сопровождающими, а также невозможности его перевозки в специализированных грузовых купе пассажирских поездов из-за габаритных ограничений. Для одноэтажных пассажирских поездов РЖД размеры одного места крупногабаритного багажа не должны превышать для одноэтажного вагона по высоте — 175 см, по ширине — 50 см, по глубине — 45 см при массе до 75 кг, в двух этажных вагонах перевозка крупногабаритного багажа не допускается [2].

Перевозка МРБ автомобильным транспортом на расстояние нескольких тысяч километров нежелательна в силу большой длительности воздействия вибрационных нагрузок.

Наиболее рациональной представляется транспортировка МРБ на космодром Восточный авиационным транспортом. По экономическим соображениям такая транспортировка должна осуществляться либо попутным грузовым самолетом, как правило, вместе с другими изделиями ракетно-космической техники, такими как РБ и космические аппараты, либо с использованием возможности перевозки грузов на рейсовых пассажирских самолетах. Возможность перевозки ценных грузов в аэропорт Благовещенск из аэропорта Домодедово и других городов предоставляет авиакомпания S7 Cargo [3], при этом допустимые габариты перевозимых в этом направлении грузов вполне позволяют разместить в них МРБ внутри жесткого ТК [4].

В связи с тем, что в настоящее время достаточно доступными стали экшн-камеры, обеспечивающие видеосъемку с достаточно высоким разрешением и частотой до 240 кадров в секунду, что позволяет выявлять колебания с частотами до 120 Гц, рациональным представляется использовать эти камеры для видеорегистрации процесса проведения отдельных технологических операций. При выполнении операций перегрузки, стыковки, монтажа и демонтажа МКА и его элементов возможно возникновение ударных и инерционных

нагрузок, которые могут быть во многих случаях определены при обработке результатов такой видеорегистрации без использования дополнительных контактных датчиков в составе МКА и наземного технологического оборудования [5].

Предложенный набор технических и организационных решений позволил разработать технологии транспортировки и подготовки к пуску перспективного МРБ «БОТ», обеспечивающие достаточную надежность и экономическую эффективность его наземной эксплуатации. Работа выполнена в рамках реализации программы развития передовой инженерной школы «Системная инженерия ракетно-космической техники» МГТУ им. Н.Э. Баумана.

## Литература

- [1] Щеглов Г.А., Шаповалов А.В. Выбор двигательной установки перспективного малого разгонного блока. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2022, № 8. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2022-8-2200>
- [2] *Перевозка багажа в поезде*. URL: <https://www.tutu.ru/2read/questions/luggage/> (дата обращения 25.12.2023).
- [3] *Ограничения аэропортов по обслуживанию и хранению специальных грузов (кроме опасных)*. URL: <https://cargo.s7.ru/conditions/airport/special-cargo.dot> (дата обращения 25.12.2023).
- [4] *Ограничения размеров и веса грузов. S7 Cargo*. URL: <https://cargo.s7.ru/conditions/restrictions/> (дата обращения 25.12.2023).
- [5] Igritskaia A., Igritsky V., Zverev V., Zabegaev A. Determination of motion parameters by analyzing videos of the launch vehicle verticalization process. *AIP Conference Proceedings*, 2019, vol. 2318, art. 100014. <https://doi.org/10.1063/5.0036243>



УДК 629.7

## Разработка технологии заправки малого разгонного блока газообразным азотом, газообразным кислородом и газообразным метаном

Кобызев Сергей Владимирович

ksergeyv@bmstu.ru

Игрицкий Владимир Александрович

igritsky\_v\_a@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

*Рассмотрены вопросы заправки малого разгонного блока (МРБ) «БОТ» сжатыми газообразными компонентами ракетного топлива кислород и метан, а также сжатым газообразным азотом, необходимым для проведения вспомогательных операций при заправке метаном. Предложено проводить заправку на существующих на российских космодромах заправочно-нейтрализовационных станциях (ЗНС), обеспечивающих заправку космических аппаратов и разгонных блоков. Рассматривается комплекс вновь разрабатываемого технологического оборудования и вопросы использования существующего оборудования ЗНС.*

**Ключевые слова:** *малый разгонный блок, типовой малогабаритный агрегат газоснабжения, газообразные компоненты ракетного топлива, заправка сжатыми газами, заправочный комплекс*

На современном этапе развития космонавтики на орбиту выводится значительное количество малых и сверхмалых космических аппаратов (КА), не имеющих в настоящее время в России соразмерных средств выведения в виде ракет-носителей (РН) сверхлегкого класса и малых разгонных блоков (МРБ). В результате возникает необходимость вывода этих КА на орбиту или в качестве попутной полезной нагрузки, или в ходе кластерного запуска, когда на орбиту выводится одновременно до нескольких десятков относительно небольших КА. Однако такие способы выведения на орбиту создают трудности с формированием индивидуальных орбит запускаемых вместе КА, что связано как с ограниченностью возможностей разгонных блоков (РБ) по энергетическим характеристикам, так и с ограниченным числом включений двигательной установки этих РБ. Поэтому даже при использовании имеющихся РН существуют предпосылки для формирования орбит попутно запускаемых малых и сверхмалых КА с помощью дополнительных МРБ [1].

Малый разгонный блок (МРБ) «БОТ», разрабатываемый в МГТУ им. Н.Э. Баумана, отличается использованием газообразных компонентов ракетного топлива (КРТ) метан и кислород [2], которые должны заправляться в МРБ под высоким давлением на технической позиции космодрома. Поскольку данные компоненты в сжатом газообразном состоянии не являются типичными для заправки космических аппаратов и разгонных блоков [3], для решения этой задачи не может быть использовано только имеющееся оборудование существующих на российских космодромах заправочно-нейтрализовационных станций (ЗНС). Данная работа посвящена анализу возможностей



создания специальных технических средств, обеспечивающих полное решение задачи заправки МРБ требуемыми КРТ возможно с частичным использованием существующего оборудования имеющихся ЗНС.

Отличительными особенностями разрабатываемого МРБ «БОТ» является относительно небольшое количество заправляемых компонентов топлива — до нескольких десятков килограммов при относительно высоком давлении заправки, которое в баллонах МРБ на данном этапе разработки принято равным 26 МПа, что не характерно для типичных операций заправки КА и РБ. Вследствие этого для заправки МРБ сжатыми газами выбраны технические решения, включающие использование типовых унифицированных малогабаритных агрегатов газоснабжения специальной разработки.

Для обеспечения безопасности и надлежащего качества проведения заправочных операций предусмотрено применение предварительной подготовки газовой среды для приема кислорода и метана с использованием сжатого азота.

Дозирование КРТ предполагается выполнять по показаниям образцовых манометров и термометров с выдержкой по времени для выравнивания температуры. Такой подход позволил существенно упростить отработку используемого оборудования по сравнению с использованием массового метода дозирования с установкой МРБ на весы. При этом из-за относительно малых, по сравнению с массой МРБ, доз заправляемых КРТ использование весов имело бы более значительную, по сравнению с типичными операциями заправки малоразмерных КА жидкими КРТ погрешность, что также делает более рациональным использование выбранного метода дозирования.

Наполнение баллонов МРБ предполагается осуществлять без использования редукторов за счет ограниченной емкости баллонов, из которых осуществляется заправка и использования предохранительных клапанов.

Для обеспечения безопасности работ с МРБ и заправочным оборудованием при необходимости освобождения баллонов МРБ от КРТ предусмотрено выполнение обратной подготовки пневмосистем МРБ и типовых унифицированных малогабаритных агрегатов газоснабжения.

Принятые решения позволили сформировать схему заправки с использованием типовых малогабаритных агрегатов газоснабжения. Типовой малогабаритный агрегат газоснабжения, предназначенный для работы с конкретным газообразным компонентом, должен обеспечить зарядку баллонов заданным количеством воздуха, азота, кислорода или метана до давления в диапазоне от 20 до 37 МПа, наддув (полоскание) газовых полостей баков МРБ азотом до давления в диапазоне от 0,05 до 1,6 МПа с погрешностью зарядки  $\pm 0,01$  МПа.

Оборудование каждого агрегата на каждый из сжатых газов должно иметь в составе расходных баллонов на 40 МПа, объемом по 100 л:

- для кислорода — 4 баллона.
- для метана — 2 баллона.
- для азота, с учетом технологических операций — 10 баллонов.

для воздуха, для технологических операций — 2 баллона.

При этом при наличии соответствующих возможностей ЗНС вместо баллонов для воздуха и азота может быть обеспечена подача сжатых газов от ресиверной ЗНС с использованием редуктора.

Заполнение баллонов самого малогабаритного агрегата газоснабжения предполагается производить по схеме криогенный резервуар с жидким компонентом — плунжерный жидкостный насос высокого давления — газификатор высокого давления, без использования компрессоров [4, с. 225–229].

Расчетным путем было также определено количество необходимых операций полоскания заправляемых объемов МРБ при выполнении операции подготовки газовой среды.

Полученные в ходе работы результаты позволяют сделать вывод о принципиальной возможности создания соответствующего оборудования для заправки МРБ с использованием имеющейся номенклатуры компонентов и оборудования ЗНС.

*Работа выполнена в рамках реализации программы развития передовой инженерной школы «Системная инженерия ракетно-космической техники» МГТУ им. Н.Э. Баумана.*

## Литература

- [1] Рыжикова Т.Н., Старожук Е.А., Щеглов Г.А., Шаповалов, А.В. Анализ эффективности периферийных пусковых услуг выведения полезных нагрузок малым разгонным блоком «БОТ». *Экономика космоса*, 2022, 1 (1), с. 46–56. [https://doi.org/10.48612/agat/space\\_economics/2022.01.01.08](https://doi.org/10.48612/agat/space_economics/2022.01.01.08)
- [2] Щеглов Г.А., Шаповалов А.В. Выбор двигательной установки перспективного малого разгонного блока. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2022, № 8. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2022-8-2200>
- [3] Поздеев Г.Л., Фролов В.П. Унификация оборудования заправочной станции для заправки космических аппаратов, разгонных блоков и двигательных установок малой тяги космических ракетных комплексов. *Технологический аудит и резервы производства*, 2017, № 1/1 (33) с. 4–9. <https://doi.org/10.15587/2312-8372.2017.91689>
- [4] Архаров А.М., Кунис И.Д. *Криогенные заправочные системы стартовых ракетно-космических комплексов*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2006.

УДК 629.7

## О предпосылках к изменению подходов к созданию наземной инфраструктуры ракетных комплексов космического назначения

Игрицкий Владимир Александрович

igritsky\_v\_a@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

*Обоснована необходимость коррекции существующего подхода к проектированию комплексов наземного оборудования, как части комплекса ракеты или ракет космического назначения, к проектированию универсальных ракетно-космических комплексов, не привязанных напрямую к какой-либо ракете или ракетам, что в перспективе может обеспечить существенные преимущества.*

**Ключевые слова:** космический ракетный комплекс, универсальный наземный комплекс, ракетно-космический комплекс, наземное оборудование, проектирование

В области создания наземной космической инфраструктуры (НКИ) последние десятилетия наблюдается процесс все более широкой унификации используемого оборудования. Этот процесс затрагивает, в том числе, и целые стартовые комплексы (СК) и технические комплексы (ТК).

Исторически сложилось так, что изначально космические комплексы (КК) создавались под запуск конкретного типа космических аппаратов (КА) с использованием элементов ракетных комплексов военного назначения [1]. Поэтому весь такой КК создавался вокруг соответствующего КА. В текстах времен начала космической эры «космической ракетой» могли назвать и сам КА, и ракету-носитель (РН), и ракету космического назначения (РКН) в целом, что отражало не только тот факт, что соответствующая терминология в тот момент не устоялась, но и парадигму создания средств выведения под запуск соответствующего КА. Еще ярче это проявилось при назначении открытых названий отечественных РН, которые до 1980-х годов назначались по названию КА, на них запускаемому. Именно так получили свои названия РН «Спутник», «Восток», «Молния», «Протон» и многие другие.

В 1980–1990-х годах произошло окончательное отделение РН от запускаемого ей КА, что выразилось в том, что вновь создаваемые космические ракетные комплексы (КРК) уже не включали в свой состав КА. РН стали разрабатываться отдельно от КА и, во многом как следствие, получать собственные названия, хотя процесс был значительно растянут во времени. Еще ранее космический комплекс с РКН СТК для отечественной лунной программы в процессе создания получил название Н1-Л3, где Н1 являлась РН, а Л3 — пилотируемым транспортным кораблем. Но и во второй половине 1980-х РН СТК «Энергия» получила свое отдельное название только перед самым пуском, а разрабатывалась без отдельного названия как часть системы «Буран» [2, с. 763]. Новый подход отразился и на НКИ, которая была в очень

значительной степени унифицирована по отношению к различным КА, запускаемым той или иной РН.

Около 2000 года следующим шагом отечественной космонавтики в направлении унификации НКИ стало создание универсального стартового комплекса (УСК) космического ракетного комплекса (КРК) «Ангара», позволявшего запускать РКН на основе РН различных классов одного семейства. Позднее, с созданием РН семейства «Союз-2», включавшего РН легкого и среднего классов грузоподъемности, столь же универсальными стали и многие СК для этого семейства РН.

Также в 2011 году был введен в действие ГОСТ Р 53802–2010 «Системы и комплексы космические. Термины и определения», закрепивший эти прогрессивные тенденции.

Следующим этапом в развитии НКИ средств выведения стало создание универсального технического комплекса на космодроме «Восточный» [3], позволяющего под одной крышей обслуживать не только все типы запускаемых КА, но и, при соответствующей доработке, РН различных типов и производителей.

Тем не менее, сложившаяся к настоящему моменту парадигма создания ракетных комплексов космического назначения, как и соответствующая терминология, не в полной мере отвечают современному уровню и имеющимся условиям развития ракетно-космической техники.

В настоящий момент ракетные комплексы космического назначения создаются как КРК какой-либо РН или семейства РН с соответствующим СК или УСК, обеспечивающим только запуск ракет этого семейства. Это приводит к необходимости иметь для каждого РН или семейства РН отдельный стартовый комплекс, что создает целый ряд сложностей:

– СК, создаваемые под конкретную РН или семейство РН, в силу отсутствия такой задачи при проектировании изначально почти не приспособляются к модернизации под запуск других РН. Это в дальнейшем зачастую делает для любой новой РН более выгодной постройку нового СК, а не реконструкцию существующего;

– сохранение в работоспособном состоянии СК, который позиционируется только как часть КРК уже не производящейся РН с целью его последующей модернизации под какую-нибудь новую РН в отдаленной перспективе является рациональным, но труднообъяснимым для людей, не занимающихся непосредственно этим вопросом, в том числе, для людей, принимающих решение о выделении соответствующего финансирования.

Поскольку размеры основного на настоящий момент российского космодрома Восточный относительно невелики, то существуют сложности с размещением большого количества СК под каждое будущее семейство РН.

Наиболее рациональным путем решения этих проблем представляется создание УСК, унифицированных для запуска РКН одного или нескольких классов грузоподъемности различных производителей и изначально предна-

значенных для облегченной модернизации под запуск новых типов РКН. При этом в связи с имеющейся в мире тенденцией, когда сооружения для окончательной сборки РН и другие элементы ТК располагаются непосредственно на СК, более рационально говорить не об УСК, а об ракетно-космических комплексах (РКК). Ключевым изменением в подходах к созданию таких комплексов, по сравнению с современным определением КРК и РКК должно быть то, что РН и РКН не должны быть центральным и неотъемлемым элементом такого комплекса.

При этом близкий, но не полностью совпадающий по смыслу термин «универсальный наземный комплекс» (УНК) из ГОСТ Р 53802–2010 представляется в данном случае неудачным, что он понятен только в контексте комплекса, построенного вокруг РН или РКН, поскольку в нем нет ни слова «космический», ни слова «ракетный».

Поскольку в действующем ГОСТ Р 53802–2010 термины КРК и РКК почти полностью совпадают по смыслу, то вероятно возможна модификация определения РКК с указанием необязательности нахождения в их составе РН и РКН.

Отсюда можно сделать вывод, что поскольку РКК потенциально должен будет использовать РН различных семейств и производителей, то в процессе его создания обязательно должно проводиться согласование его параметров не только с предприятием, создающим РН, которая первой будет запускаться с данного СК, а со всеми отечественными предприятиями — потенциальными создателями таких РН. Поэтому он изначально не должен входить целиком в КРК соответствующей РН, а должен являться отдельной частью космодрома. Также в связи с изложенными соображениями РКК космического назначения должны получить имена собственные, не связанные с какими-либо РН и РКН, по аналогии с тем, как это сделано в комплексе «Морской старт» [4].

## Литература

- [1] Гудилин В.Е., Слабкий Л.И. *Ракетно-космические системы (История. Развитие. Перспективы)*. Москва, 1996.
- [2] Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М. и др. *Машиностроение. Энциклопедия. Ракетно-космическая техника*. Т. IV22. В 2 кн. Кн. 1. Москва, Машиностроение, 2012.
- [3] Александров А.А., Бармин И.В., Денисов О.Е., Чугунков В.В. Инновационные направления в развитии и эксплуатации наземной космической инфраструктуры технических комплексов космодромов. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2018, вып. 5. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2018-5-1765>
- [4] Алиев В.Г. *Морской старт космос и океан. Ракетно-космический комплекс морского базирования. История проекта. Опыт разработки и эксплуатации*. Москва, Перо, 2020.

УДК 629.7.08

## Оценка эффективности технических комплексов космодромов для подготовки изделий ракетно-космической техники на основе комплексных и интегральных показателей

Синельщиков Артем Викторович  
Драгун Дмитрий Константинович

a.sinelshchikov@russian.space  
dragundk@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

*Рассмотрены вопросы построения технических комплексов космодромов, служащих для подготовки изделий ракетно-космической техники, как сложных организационно-технических систем. Предложен и обоснован ряд комплексных и интегральных показателей, необходимых для оценки характеристик технических комплексов. Предложен подход по оценке показателя технического уровня технических комплексов космодромов, являющегося одной из главных характеристик качества и эффективности сложной технической системы и показывающего ее совершенство по отношению к лучшим практикам.*

**Ключевые слова:** космодром, наземная космическая инфраструктура, эффективность, технический комплекс, технологическое оборудование, сложная техническая система, единственный показатель, комплексный показатель, интегральный показатель, технический уровень

В настоящее время в Российской Федерации развернуты работы по наращиванию орбитальных группировок космических аппаратов (КА), служащих как в общехозяйственных интересах, так и в интересах Министерства обороны РФ, форсируются работы по созданию других перспективных изделий ракетно-космической техники (РКТ), способных обеспечить технологический суверенитет РФ и сохранение за ней статуса лидера в области освоения дальнего и околоземного космического пространства. Как следствие, активно ведется работа по созданию наземной космической инфраструктуры (НКИ), служащей для реализации наземной подготовки перспективных изделий РКТ, и способной обеспечить успешное выполнение поставленных перед ракетно-космической отраслью задач. В частности, активно ведется разработка технических комплексов (ТК), являющихся неотъемлемой частью НКИ, и способных отвечать всем требованиям по эффективности своего создания и дальнейшей эксплуатации, а также соответствующих лучшим мировым практикам и инновационным направлениям в развитии и эксплуатации НКИ в целом [1].

В общем случае под ТК понимают специально оборудованную территорию космодрома с размещенными на ней зданиями и сооружениями, оснащенными специальным технологическим оборудованием (ТО) и техническими системами. Все технологические операции, осуществляемые при наземной подготовке изделий РКТ к запуску, выполняются с помощью ТО, входящего в состав ТК, а сооружения и технические системы, в свою очередь, обеспечивают поддержание заданных условий подготовки изделий РКТ на соответствующих рабочих местах [2, 3].



Таким образом, ТК космодромов представляют собой сложные организационно-технические системы, оборудование которых позволяет обеспечить прием, сборку, испытание, хранение РКТ, также заправку компонентами ракетного топлива (КРТ) и сжатыми газами ракет-носителей (РН), разгонных (РБ) и КА, стыковку космической головной части РН и последующую транспортировку собранной ракеты-космического назначения (РКН) на старт.

С целью успешного выполнения задач по созданию и эксплуатации НКИ, отвечающей лучшим мировым практикам, предлагается подход к оценке совершенства ТК космодромов для подготовки изделий РКТ, заключающийся в следующем. Рассматривая ТК как сложную организационно-техническую систему космодрома (типовая структурная схема ТК для подготовки изделия РКТ представлен на рис. 1), способную обеспечивать выполнение широкого спектра технологически операций при подготовке изделий РКТ к запуску включающую в свой состав различные типы ТО, для оценки показателей ее совершенства могут быть применены известные методы подходы к анализу сложных технических систем (СТС), учтенные и положенные в основу предлагаемого подхода:

– при оценке качества эффективности СТС одной из главных характеристик является показатель технического уровня (ТУ) разработки, характеризующий ее совершенство рассчитываемый на основании единичных, комплексных интегральных показателей, характеризующих определенные свойства системы (в данном случае — ТК) [4–6];

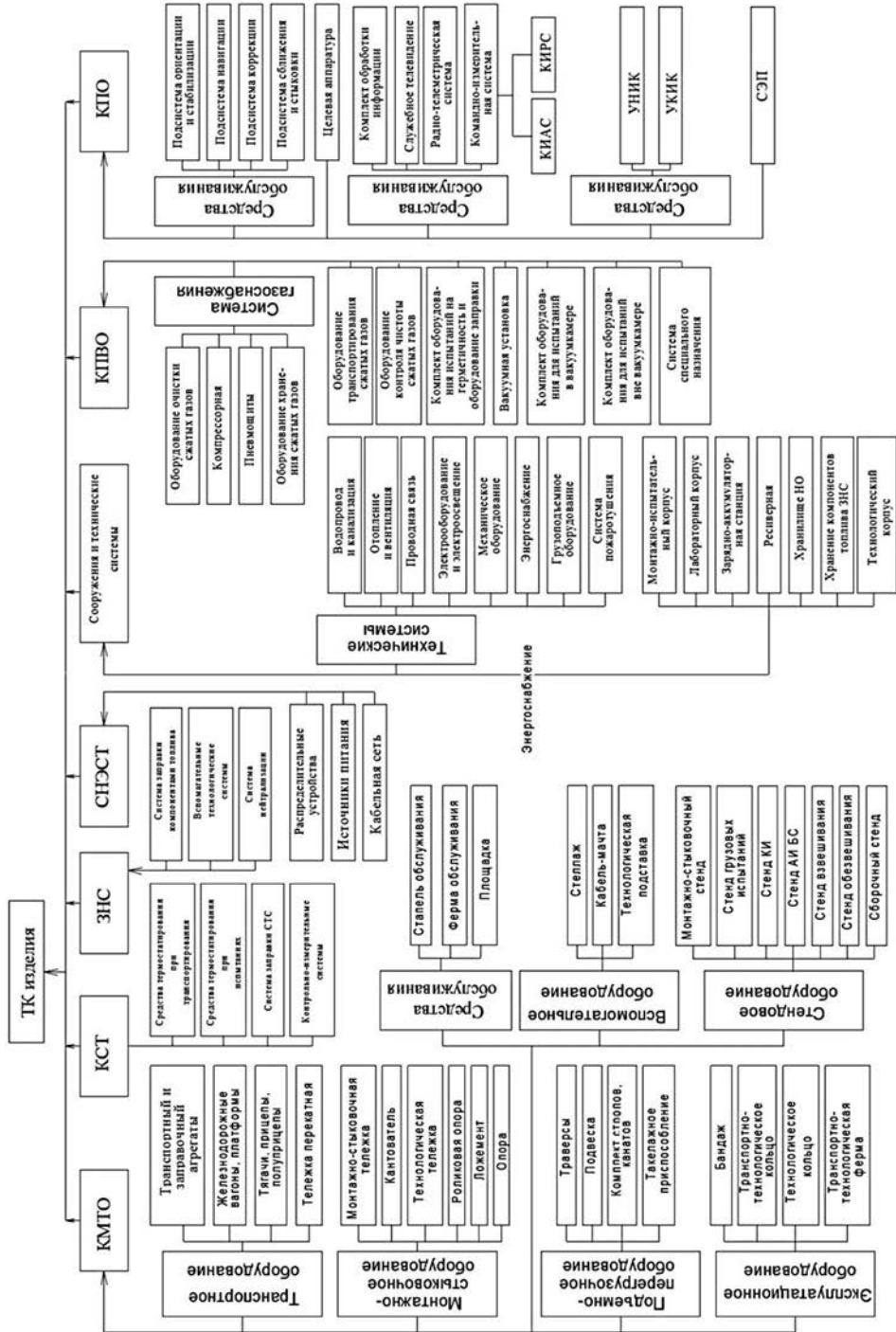
– определение и обоснование данных показателей, которые будут применяться для оценки ту ТК, является наиболее важной сложной задачей, поскольку о их состава, достоверности, количества, полноты и точности расчета. будет зависеть результат оценки ТУ СТ в целом.

Для оценки параметров ТК предлагается использовать следующие группы показателей:

- 1) единичные — характеризуют одно и свойств ТК;
- 2) комплексные — характеризуют несколько свойств ТК;
- 3) интегральные — ряд комплексных и единичных показателей, объединенных по выбранному признаку общие группы, характеризующих более широкие свойства ТК позволяющих дать оценку Т ТК в целом.

В качестве комплексных показателей, характеризующих основные свойств . ТК, могут быть использованы следующие:

**Показатель оперативности подготовки изделия на ТК.** В связи со сложившимися тенденциям развития ракетно-космической отрасли, а также нарастающими требованиями по количеству и интенсивности запусков изделий РКТ показатели оперативности подготовки (время момента поставки изделия н ТК до завершения ег наземной подготовки и передач при необходимости на следующий ТК или транспортирования н стартовый комплекс) является одни из наиболее существенных важных как при создании и дальнейшей эксплуатации новы ТК, так и при модернизации уже существующих.



Структурная ТК подготовки РКТ



Данный показатель характеризует возможность ТК обеспечить подготовку и запуск изделий РКТ в возможно короткий срок. Показатель предлагается определять следующим образом:

$$P_{\text{оператив}} = K_{\text{констр. СЛОЖ}} \times \frac{1}{T_{\text{ТК}}}, \quad (1)$$

где  $K_{\text{констр. СЛОЖ}}$  — коэффициент конструктивной сложности изделия;  $T_{\text{ТК}}$  — время подготовки изделия РКТ на ТК, ч.

**Показатель унификации ТО ТК.** Как правило, современные ТК включают в свой состав базовые комплекты ТО, состоящие из универсальных агрегатов и систем, способных обеспечить подготовку двух и более типов изделий РКТ или их модификаций, а также специализированную часть в виде дополнительных комплектов ТО, служащую для обеспечения подготовки одного конкретного типа изделий. Данный показатель характеризует возможность ТК осуществлять подготовку изделий РКТ нескольких типов или их возможных модификаций с помощью ТО, входящего в его состав. Показатель предлагается определять следующим образом:

$$P_{\text{ун. то ТК}} = \sum_i^n \frac{T_{\text{р}}^{\text{ун.и}}}{T_{\text{р}}^{\text{общ}}} i, \quad (2)$$

где  $n$  — число типов изделий, подготовку которых способен обеспечить данный ТК;  $T_{\text{р}}^{\text{ун.и}}$  — суммарная трудоемкость изготовления и эксплуатации ТО, обеспечивающего подготовку  $i$ -х ( $i = 2, 3, \dots, n$ ) изделий и входящего в состав унифицированного оборудования, (чел.-ч);  $T_{\text{р}}^{\text{общ}}$  — трудоемкость изготовления и эксплуатации всего ТО ТК, (чел.-ч).

**Показатель относительной производительности ТК.** Данный показатель, характеризует способность ТК обеспечить надлежащее выполнение программы запусков изделий РКТ различного назначения, может быть записан в виде

$$P_{\text{произв}} = M_{\text{сух}} \times P_{\text{год}}, \quad (3)$$

где  $M_{\text{сух}}$  — масса изделия «сухая», т;  $P_{\text{год}}$  — производительность ТК в год, пуск./год.

**Показатель условий подготовки изделий.** Соблюдение строгих условий по подготовке изделий РКТ на ТК, предъявляемых заказчиком, является одним из главных требований, учитываемых при создании и дальнейшей эксплуатации ТК. Как правило, основными параметрами со строго заданными требованиями к их соблюдению являются следующие: температурно-влажностный режим (ТВР), чистота воздуха в рабочей зоне, допустимые нагрузки на изделия и т. д. Показатель предлагается определять следующим образом:

$$P_{\text{усл.}} = a_1 \times P_{\text{ТВР}} + a_2 \times P_{\text{чист}} + a_3 \times P_{\text{ВП}}, \quad (4)$$

где  $P_{\text{ТВР}}$  — показатель условий ТВР на ТК;  $P_{\text{чист}}$  — показатель условий чистоты окружающего воздуха в рабочей зоне подготовки изделий;  $P_{\text{ВП}}$  — показатель, учитывающий возможность «вертикальной» подготовки изделия;  $a_1, a_2, a_3$  — весовые коэффициенты соответственно.

**Показатель относительной трудоемкости создания и эксплуатации ТК.** Стоимость жизненного цикла ТК (разработки, эксплуатации, утилизация и др.) в большей степени зависит от трудоемкости его создания и дальнейшей эксплуатации, при этом уменьшение трудоемкости способствует повышению ТУ ТК и наоборот. Однако по мере разработки и внедрения перспективных изделий РКТ, что, как правило, сопровождается повышением их конструктивной сложности, увеличением массы и прочих характеристик, возрастает и трудоемкость создания и эксплуатации ТО, служащего для обеспечения их подготовки. Показатель предлагается определять следующим образом:

$$P_{\text{Труд}} = \frac{K_{\text{изд}} \times L}{Tr_{\text{созд}} + L \times (Tr_{\text{год.ТО}} + P_{\text{год.}} \times Tr_{\text{подг}})}, \quad (5)$$

где  $K_{\text{изд}}$  — коэффициент влияния технических характеристик изделия;  $L$  — срок эксплуатации, лет;  $Tr_{\text{созд}}$  — трудоемкость создания оборудования и сооружений ТК, чел.-ч;  $Tr_{\text{год.ТО}}$  — годовая трудоемкость технического обслуживания оборудования ТК, чел.-ч;  $Tr_{\text{подг}}$  — трудоемкость технологического процесса подготовки изделий на ТК, чел.-ч.

**Показатель безопасности подготовки изделий на ТК.** При разработке и эксплуатации ТК и его ТО особое внимание уделяется обеспечению требуемого уровня безопасности как для обслуживающего персонала, так и для всей инфраструктуры в целом. Показатель безопасности подготовки изделий определяется как вероятность отсутствия критичных событий, обусловленных воздействием специальных факторов в процессе наземной подготовки изделий на ТК и проведения технического обслуживания. При оценке показателя безопасности ТК принимается допущение, что критичные события, связанные с воздействием специальных факторов, являются независимыми. Показатель предлагается определять следующим образом:

$$P_{\text{безоп}} = \prod_{\omega} (1 - P_{\omega}), \quad (6)$$

где  $P_{\omega}$  — вероятность критичного события, обусловленного воздействием  $\omega$ -го специального фактора.

**Показатель экологичности подготовки изделий на ТК.** При определении комплексного показателя экологичности ТК и заправочно-нейтрализационной станции (ЗНС) предлагается использовать следующие параметры: масса остатков КРТ в баках и магистралях двигательной установки изделия РКТ после слива при несостоявшемся пуске, масса утилизируемых механических частей и жидкостей после работ с изделием РКТ на ТК, масса проливов и выбросов КРТ на ЗНС при работах с изделием РКТ на ТК. Показатель предлагается определять следующим образом:

$$P_{\text{Эколог}} = \sum_1^N P_{\text{Ост.КРТ}}^{\text{ТК}} + P_{\text{Утил}}^{\text{ТК}} + P_{\text{Трансп}}^{\text{ТК}}, \quad (7)$$

где  $P_{\text{Ост.КРТ}}^{\text{ТК}}$  — показатель массы остатков КРТ после слива;  $P_{\text{Утил}}^{\text{ТК}}$  — показатель массы утилизируемых составных частей и жидкостей после работ на ТК;  $P_{\text{Трансп}}^{\text{ТК}}$  — показатель массы проливов и выбросов КРТ при работах на ТК.

В качестве одного из интегральных показателей, характеризующих более широкие свойства ТК, может быть использован следующий.

**Показатель надежности ТК.** Надежность СТС (в данном случае — ТК) состоит и определяется на основе многих единичных (например, безотказность, долговечность, сохраняемость, ремонтпригодность и т. д.) и комплексных (например, коэффициент сохраняемости эффективности, коэффициент оперативной готовности, коэффициент технического использования, коэффициент готовности и т. д.) показателей и является одной из наиболее сложно-определимых характеристик. Данный интегральный показатель надежности характеризует надежность ТК на всех периодах его функционирования при заданных способах и условиях его эксплуатации [7].

Как итог, на основе вышеприведенных комплексных и интегральных показателей свойств ТК, может быть проведена оценка его ТУ как СТС. В данном случае расчет показателя ТУ ТК может быть произведен следующим образом с помощью средневзвешенного арифметического показателя:

$$P_{\text{ТУ ТК}} = \sum_{i=1}^N a_i \times p_i, \quad (8)$$

где  $N$  — количество комплексных (интегральных) показателей ТУ ТК;  $a_i$  — весовой коэффициент  $i$ -го показателя;  $p_i$  — относительный  $i$ -й комплексный (интегральный) показатель ТУ ТК.

Таким образом, сформулирован и обоснован ряд комплексных и интегральных показателей, характеризующих основные свойства ТК как СТС, а также предложен способ определения ТУ ТК для подготовки изделий РКТ на основе вышеупомянутых единичных, комплексных и интегральных показателей.

Предложенный подход по оценке совершенства ТК космодромов для подготовки изделий РКТ как СТС может быть использован при выборе, оценке и обосновании наиболее важных проектных параметров и конструктивного облика ТК, как на этапе эскизного проекта, так и на этапе эксплуатации. Также предложенный подход может быть использован при проведении сравнительной оценки вновь создаваемых или модернизируемых ТК по отношению к лучшим существующим отечественным и мировым практикам, а также к создаваемым или к уже созданным аналогам.

## Литература

- [1] Александров А.А., Бармин И.В., Денисов О.Е., Чугунков В.В. Инновационные направления в развитии и эксплуатации наземной космической инфраструктуры технических комплексов космодромов. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2018, № 5, с. 1–14. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2018-5-1765>
- [2] Бармин И.В., ред. *Технологические объекты наземной инфраструктуры ракетно-космической техники (инженерное пособие). Книга 1*. Москва, Полиграфикс РПК, 2005.
- [3] Бармин И.В., ред. *История развития отечественной наземной ракетно-космической инфраструктуры*. Москва, ООО «Издательский дом «Столичная энциклопедия», 2017.
- [4] Семенов С.С. *Оценка качества и технического уровня сложных систем: Практика применения метода экспертных оценок*. Москва, ЛЕНАНД, 2019.
- [5] Семенов С.С., Воронов Е.М., Полтавский А.В., Крянев А.В. Методы и модели принятия решений в задачах оценки качества и технического уровня сложных технических систем. Москва, ЛЕНАНД, 2019.
- [6] Семенов С.С. Вопросы оценки технического уровня сложных технических систем для создания образцов вооружения и военной техники опережающего уровня. *Авиационные системы*, 2021, № 12, с. 4–10.
- [7] Куренков В.И., Капитонов В.А. *Методы расчета и обеспечения надежности ракетно-космических комплексов*. Самара, Самарский университет, 2007.

УДК 629.7

## Технико-экономическое обоснование создания частного космодрома для запуска сверхлегких ракет-носителей

Резник Сергей Васильевич

sreznik@bmstu.ru

Денисов Александр Олегович

denisovao@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

*Предложен проект строительства на территории Российской Федерации частного космодрома, предназначенного для запуска сверхлегких ракет-носителей с грузоподъемностью до 250 кг на низкую околоземную орбиту. На основе расчета себестоимости строительства и эксплуатации космодрома разработана финансовая модель проекта и обоснована его инвестиционная привлекательность. Проведена оценка рисков проекта с учетом современной геополитической обстановки.*

**Ключевые слова:** сверхлегкая ракета-носитель, космодром, технико-экономическое обоснование, инвестиционная привлекательность, оценка рисков

В последние годы развитие космической техники неразрывно связано с созданием малых космических аппаратов (МКА). Использование стандартной элементной базы позволяет снизить себестоимость изготовления, поэтому разработка таких аппаратов доступна даже для образовательных учреждений. МКА широко применяются для предоставления услуг связи, интернета, обработки и передачи данных, дистанционного зондирования Земли, научных исследований и др. [1–3].

В 2023 г. было совершено более 200 успешных запусков ракет-носителей (РН), основная доля которых приходилась на развертывание орбитальных группировок МКА. Крупные группировки обычно выводятся на орбиту при помощи больших РН. В процессе эксплуатации некоторые МКА могут перестать функционировать и, как правило, в случайном порядке. Для обеспечения устойчивой работы всей группировки необходимо оперативное выведение в заданную орбитальную позицию одиночного МКА. Использование больших РН не всегда целесообразно из-за высокой стоимости запуска и длительного ожидания очереди. Проблема выведения одиночных МКА может быть решена с помощью сверхлегких РН [4].

В настоящее время на мировом рынке имеется ограниченное предложение РН сверхлегкого класса, а в России подобные проекты пока находятся в стадии разработки. Однако, несмотря на зачаточность рынка, финансовые и санкционные трудности на рынке России есть примеры успешных и многообещающих стартапов. К ним можно отнести частные космические компании «Национальная космическая компания», ООО «ВНХ-Энерго», SRSpace, «Аэронет» [5]. Ожидается, что стоимость запуска сверхлегкой РН не должна превышать 3 млн долл. США или 12 тыс. долл. США за 1 кг полезной

нагрузки. Это примерно в два раза дешевле запуска самой успешной сверхлегкой РН Electron от компании Rocket Lab. Государству в лице надзорных органов, государственной корпорации «Роскосмос», Министерства обороны необходимо создавать благоприятные условия для развития частных компаний, способных изготавливать сверхлегкие РН. Россия, как и весь остальной мир, может пойти по пути, когда государство покупает услугу по коммерческому запуску МКА, а не тратит бюджетные средства на разработку и изготовление сверхлегких РН.

За рубежом активно реализуются несколько проектов частных космодромов [6]. Действующие отечественные космодромы ориентированы на запуск средних и тяжелых ракет в интересах государства или крупных компаний. Сложность использования этих космодромов для сверхлегких РН состоит в том, что дата их запуска формируется по остаточному принципу и зависит от загруженности космодрома. Кроме того, из-за избыточной инфраструктуры существующих космодромов для сверхлегких ракет стоимость аренды может быть достаточно высока.

В связи с растущей потребностью бюджетного и оперативного вывода на орбиту МКА и сохранения за Россией конкурентоспособности в космической отрасли актуально строительство специализированных частных космодромов для сверхлегких РН.

В настоящей работе обоснована целесообразность создания, определены требования и выделены необходимые объекты инфраструктуры частного космодрома, предназначенного для запуска не менее 10 РН с грузоподъемностью до 250 кг на низкую околоземную орбиту. В рамках технико-экономического анализа проведена оценка инвестиционной привлекательности проекта строительства такого космодрома. При этом показано, что:

– чистый дисконтированный доход (NPV) за 10 лет составит около 360 млн руб., что удовлетворяет условию NPV больше нуля и означает целесообразность инвестиционных вложений в проект;

– внутренняя норма доходности — около 36 %, что превышает текущую ставку дисконтирования  $d = 12$  %;

– дисконтированный срок окупаемости — 4 года. Для исключения насыщения спроса и сохранения конкурентоспособности компании через 8 лет после начала реализации проекта необходимо будет пересмотреть свою ценовую политику в пользу снижения цены.

## Литература

- [1] Гансвинд И.Н. Малые космические аппараты — новое направление космической деятельности. *Международный научно-исследовательский журнал*, 2018, № 12 (78), с. 84–91. <https://doi.org/10.23670/IRJ.2018.78.12.053>
- [2] Данилкин А.П., Козлов В.А. Мировые тенденции развития малых спутников, *Экономические стратегии*, 2016, № 6, с. 136–149.

- 
- [3] Абламейко С.В., Саечников В.А., Спиридонов А.А. *Малые космические аппараты*. Минск, БГУ, 2012.
  - [4] Ключников В.Ю. Ракеты-носители сверхлегкого класса: ниша на рынке пусковых услуг и перспективные проекты. *Воздушно-космическая сфера*, 2019, № 3 (100), с. 59–71. <https://doi.org/10.30981/2587-7992-2019-100-3-58-7>
  - [5] Реут Д.В., Денисов А.О. Перспективы создания сверхлегких ракет-носителей в России. *Инновации в менеджменте*, 2022, № 4 (34), с. 60–67.
  - [6] Маронов П. *Космодромы мира. С прицелом на орбиту*. Москва, Книга по требованию, 2011.

УДК 681.5

## Разработка следящей поворотной антенной системы космических объектов

Майер Виктория Владимировна

mayer.v55@gmail.com

Ханенко Дмитрий Сергеевич

zeus2289@mail.ru

Черемисин Максим

ch\_maksimus@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

*Рассмотрен проект следящей поворотной антенной системы «СПАС», разработка которой стартовала в 2023 году. «СПАС» совмещает в себе опорно-поворотное устройство с системой управления и систему наведения на космический аппарат. В рамках данного проекта рассматривается подзадача разработки опорно-поворотного устройства с системой управления, предназначенная для размещения прямофокусных однозеркальных антенн. Моделирование системы проводилось в программной среде SimInTech. В представленной работе в том числе рассмотрены варианты исполнения опорно-поворотного устройства, а именно структура системы, конструктивное исполнение, панель управления и др.*

**Ключевые слова:** антенная система, опорно-поворотное устройство, панель управления, структурная схема деления, программная среда SimInTech

При эксплуатации различных аэрокосмических систем существуют задачи контроля и слежения космических объектов наземными средствами контроля и управления. От скорости изменения положения объекта зависят основные параметры таких систем. Наземные пункты управления и антенные комплексы с опорно-поворотными системами отличаются своей узкой специализацией: системы приема и наведения на спутники, системы приема и слежения телеметрии ракет и разгонных блоков космического назначения, системы для тактических ракет и т. д. [1, 2].

Целью работы стали исследования и разработка модельного облика универсального опорно-поворотного устройства (далее — ОПУ) для следящей системы быстроменяющихся объектов («СПАС»).

Задачи, решенные при достижении поставленной цели:

- определение структурной схемы предполагаемой системы;
- разработка 3D-облика системы в САПР КОМПАС-3D;
- проработка принципиальной и функциональной схемы ОПУ;
- моделирование системы в ПО SimInTech;
- разработка панели управления.

Следящая поворотная антенная система «СПАС» представляет собой опорно-поворотное устройство с системой управления и системой наведения. Состав системы: блок датчиков (концевые выключатели, датчики углового положения), исполнительные механизмы (двигатели постоянного тока), блок управления, блок слежения (антенна, усилитель, приемник сигнала) и блок питания (рис. 1).



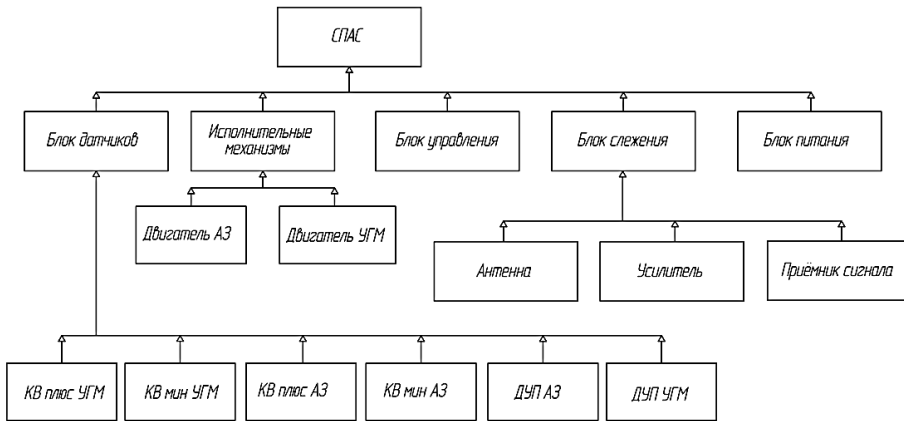


Рис. 1. Схема деления «СПАС»

Проработка конструктивного исполнения предполагаемой разработки проводилась в САПР КОМПАС-3D. Применение твердотельного моделирования позволило уже на начальных этапах разработки ускорить процесс изготовления эскиза изделия, создать множество версий объекта для последующей доработки, достаточно точно знать массогабаритные характеристики [1].



Рис. 2. Конструктивное исполнение системы

В качестве системы управления ОПУ выбрана трехконтурная система подчиненного регулирования, которую промоделировали в ПО SimInTech [3] (рис. 3). В системе управления три контура: контур тока (момента), контур скорости (частоты вращения), контур положения. Каждый контур с помощью

своего регулятора поддерживает на заданном уровне свою величину. Трехконтурная система управления позволяет обеспечить быстродействие системы [4].

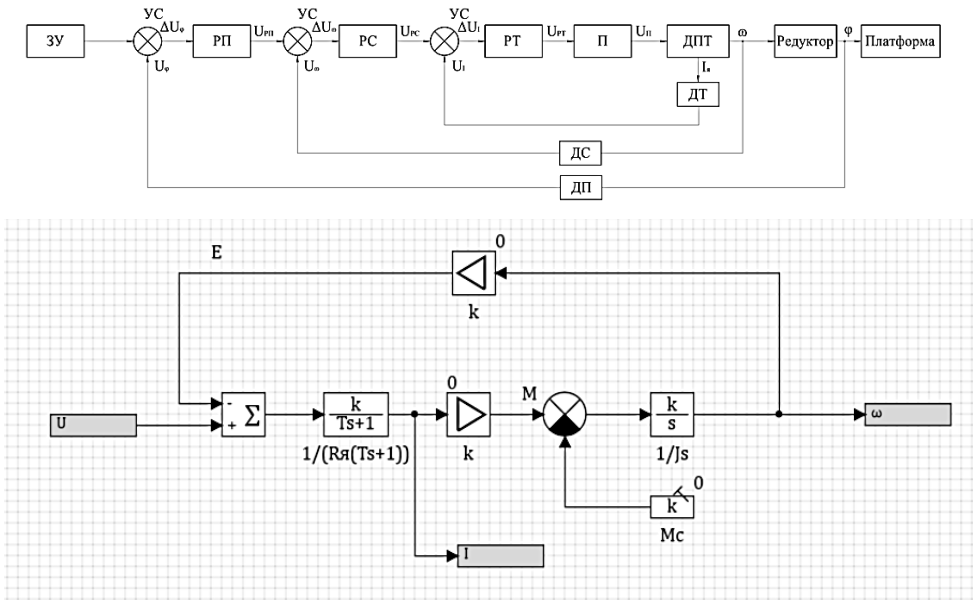


Рис. 3. Функциональная схема управления ОПУ и структурная схема модели ДПТ (двигателя постоянного тока) в SimInTech

Разработка панели управления проводилась в среде Microsoft Visual Studio на языке программирования C++ [5].

На данный момент выполняется более детальное моделирование системы и разработка ее проектно-конструкторского исполнения для применения в проекте «СПАС».

## Литература

- [1] *Следящий привод опорно-поворотного устройства антенной системы*. URL: <https://www.elibrary.ru/item.asp?id=17315846>, свободный (дата обращения 01.11.2020).
- [2] *Особенности проектирования малогабаритного скоростного трехосного опорно-поворотного устройства*. URL: <https://www.elibrary.ru/item.asp?id=32290806>, свободный (дата обращения 15.10.2020).
- [3] Карташов Б.А., Шабаяев Е.А., Козлов О.С., Щекатуров А.М. *Среда динамического моделирования технических систем SimInTech*. Практикум по моделированию систем автоматического регулирования. Москва, ДМК Пресс, 2017.
- [4] Карпов А.Г. *Теория автоматического управления. Ч. 1*. Томск, ТМЛ-Пресс, 2011.
- [5] Павловская Т.А. *C/C++. Программирование на языке высокого уровня*. Санкт-Петербург, Питер, 2003.

УДК 629.7

## Проектирование решетчатых конструкций для защиты устройств отвода быстроразъемных соединений от газодинамических нагрузок при старте ракеты космического назначения

Ярославцева Мария Михайловна

lostgalaxy74@yandex.ru

Чупина Елизавета Сергеевна

2qchupina.yelizaveta@mail.ru

Филиал АО «ЦЭНКИ» — Научно-исследовательский институт стартовых комплексов имени В.П. Бармина

*Рассмотрено влияние решетчатого настила на эффект потерь давления набегающего потока. По результатам газодинамического анализа определено оптимальное расстояние от нижней поверхности решетки до оборудования. В качестве защиты быстроразъемного соединения, расположенного на кабель-заправочной башне, от воздействия струй ракеты космического назначения предлагается использовать защитные решетки. На основе полученных результатов был проведен прочностной анализ проектируемой конструкции. С использованием данных о напряженно-деформированном состоянии, была выполнена топологическая оптимизация конструкции рамы, при которой достигнуты оптимальные параметры массы и запаса прочности конструкции.*

**Ключевые слова:** *старт, прочность, топологическая оптимизация, газодинамика старта, защитные решетки*

Старт ракеты-носителя «Ангара-А5» с космодрома Восточный происходит по схеме «вертикальный старт» [1] из-за чего газодинамические нагрузки на элементы кабель-заправочной башни (КЗБ) больше, чем нагрузки на аналогичной башне, находящейся на космодроме Плесецк, где реализован специальный маневр увода. Наличие ветра в направлении КЗБ приводит к сносу ракеты в сторону башни и соответственно к максимальным силовым и тепловым нагрузкам на элементы конструкции. В связи с этим на технологических мостах башни вместо просечно-вытяжного листа был использован решетчатый настил, который за счет большей толщины ячеек более устойчив к тепловому воздействию. При этом за счет пропуска части потока, сам настил не создает серьезных нагрузок на конструкцию башни, что позволяет в целом снизить вес всей конструкции.

При проведении газодинамических расчетов [2, 3] по определению нагрузок, испытываемых оборудованием башни во время пуска ракеты-носителя космического назначения (РКН) было обнаружено, что поток газа, проходя через решетку-настил, теряет значимую часть напора, таким образом, решетчатая конструкция, может выступать как защитный элемент для оборудования, находящегося за ней.

Для проведения исследования влияния подобных решеток на эффект потерь давления было рассмотрено 3 варианта решетчатых конструкций с раз-

личными коэффициентами проницаемости решетки [4]. Для решения поставленной задачи применялось численное моделирование.

Значительный эффект снижения силовых нагрузок по результатам расчетов был достигнут на расстояниях от 20 характерных размеров ячейки. При дальнейшем удалении от решетки изменение давления незначительно, течение является установившимся.

По результатам газодинамического расчета определена оптимальная площадь затенения решетки и ее расположение для обеспечения допустимых нагрузок на быстроразъемное соединение (БРС). Конструкция данных решеток обеспечивает затенение наиболее чувствительных к нагрузкам элементов устройства отвода БРС.

Дополнительно была разработана конструкция мостовой рамы для закрепления на ней **защитных решеток**. За счет пропускания части потока, сам решетчатый каркас не создает серьезных нагрузок на КЗБ, что позволяет в целом снизить вес конструкции. С помощью топологической оптимизации была спроектирована защитная мостовая рама относительно малой массы, что позволило дополнительно снизить нагрузку на силовую конструкцию КЗБ. Однако при меньшей массе конструкции рамы и решетки необходимо одновременно обеспечивать допустимый запас прочности при действии тепломеханической нагрузки от струи продуктов сгорания ракетного топлива.

Для одновременного обеспечения малой массы и запаса прочности для проектируемого изделия была проведена топологическая оптимизация конструкции. Оптимизация проводится на основе данных о напряженно-деформированном состоянии проектируемой конструкции при изменении механических характеристик материала деталей. Для обеспечения технологичности сборки оптимизированной конструкции были подобраны сечения труб решетки и толщин листовых деталей.

Применение решеток позволило одновременно обеспечить малую массу защитной конструкции и снизить газодинамическую нагрузку на БРС. Использование результатов численного моделирования напряженно-деформированного состояния (НДС) совместно с топологической оптимизацией позволило определить облик мостовой рамы, на которую устанавливается защитная решетка, и обеспечить необходимый запас прочности. Таким образом, численное моделирование позволило создать легкую защитную конструкцию, обеспечивающую газодинамическую нагрузку не больше допустимых значений целевых параметров, и отвечающую требованиям по прочности конструкции при термосиловом воздействии.

---

**Литература**

- [1] ГОСТ Р 51282–99. *Оборудование технологическое стартовых и технических комплексов ракетно-космических комплексов*. Москва, Изд-во стандартов, 1999.
- [2] Башин К.А., Торсунов Р.А., Семенов С.В. Методы топологической оптимизации конструкций, применяющиеся в аэрокосмической отрасли. *Вестник ПНИПУ. Аэрокосмическая техника*, 2017, № 4 (51), с. 51–61.
- [3] Бирюков Г.П., Бут А.Б., Хотулеев В.А., Фадеев А.С. *Газодинамика стартовых комплексов*. Москва, РЕСТАРТ, 2012.
- [4] Идельчик И.Е. *Справочник по гидравлическим сопротивлениям*. Москва, Машиностроение, 1992.

УДК 629.7

## О возможности применения полиуретанового амортизатора лепесткового типа в системах сейсмозащиты объектов

Александрук Евгений Федорович<sup>1</sup>

evgenalex54@yandex.ru

Комлев Дмитрий Сергеевич<sup>1,2</sup>

dimonkomlev@mail.ru

Ломакин Владимир Владимирович<sup>1,2</sup>

lomakin\_vv@mail.ru

Прилепин Алексей Владимирович<sup>1</sup>

av.prilepin@mail.ru

Садков Александр Алексеевич<sup>1</sup>

a\_sadkov@mail.ru

Тихомиров Игорь Владимирович<sup>1</sup>

tigor49@mail.ru

Чугунов Алексей Дмитриевич<sup>1</sup>

chygyn1994@yandex.ru

<sup>1</sup> Филиал АО «ЦЭНКИ» — КБ «МОТОР»<sup>2</sup> МГТУ им. Н.Э. Баумана

*Представлены результаты статических и динамических испытаний образцов коробчатых эластомерных амортизаторов, изготовленных из литьевого полиуретана, и показана принципиальная возможность создания амортизатора сжатия с механической характеристикой типа «сухого трения». Разработана математическая модель амортизатора при его статическом и динамическом нагружении с применением экспериментально полученных характеристик материала. Приведена оценка адекватности разработанной модели путем сравнения с результатами испытаний. Рассмотрены прикладные аспекты создания амортизаторов лепесткового типа для адаптивных систем сейсмозащиты объектов.*

**Ключевые слова:** механические характеристики, полиуретаны, эластомерный амортизатор лепесткового типа, математическая модель амортизатора, сухое трение

Амортизаторы из литьевого полиуретана находят широкое применение в системах ударо- и виброзащиты ракетной техники в силу относительно низкой стоимости материала, а также более высоких по сравнению с резиной эксплуатационных свойств. Так, в частности, в отечественной и зарубежной практике большое распространение получили полиуретановые амортизаторы, используемые в системах защиты ракет и транспортно-пусковых контейнеров [1, 2]. При этом недостатком подобных амортизаторов является невозможность получения заданной силовой характеристики ввиду высокой упругой жесткости при ограниченном демпфировании из-за малых относительных деформаций эластомерного материала, а также большой разброс динамических характеристик [3]. Перспективные системы амортизации, рассчитанные на длительность полуволны ударного ускорения в 50 мс и более и обеспечивающие ускорения на защищаемом изделии в (1...3)g, требуют значительно больших рабочих ходов, достигающих нескольких десятков сантиметров. Кроме того, для наибольшей диссипации энергии внешнего воздействия при условии не превышения заданных для защищаемого изделия значений ускорений необходима

реализация на системе амортизации динамической характеристики типа «сухого трения» или максимально приближенной к ней, что возможно, например, при близкой к постоянной демпфирующей составляющей усилия. Исследования, проведенные авторами совместно с АО «ЦНИИСМ», показали возможность создания коробчатых эластомерных полиуретановых амортизаторов с постоянной демпфирующей характеристикой и большими рабочими ходами, а возможности их применения в адаптивных системах сейсмозащиты критически важных объектов, размещаемых в защитных сооружениях, например, промышленных реакторов, платформ для дата-центров и т. п., показаны в [4, 5]. Следствием особенности используемой конструкции эластомерных амортизаторов — цельнолитой коробчатой формы — является необходимость построения модельного типоряда амортизационных устройств (по параметрам грузоподъемности и рабочих ходов) с учетом разнообразия типов объектов (по массе, габаритам, месту установки и т. д.) и динамических характеристик ожидаемого воздействия, что обуславливает ограничения по динамическим характеристикам и унификации изделий, а также их высокую стоимость.

Для использования в системах сейсмозащиты предлагается использовать эластомерный амортизатор коробчатой бочкообразной формы с боковой стенкой/стенками, образованной разделенными унифицированными упругими элементами — лепестками с зазорами между ними, форма профиля которых имеет начальную выпуклость и определенный профиль что обеспечивает требуемый вид силовой характеристики. В настоящее время созданы опытные образцы амортизаторов лепесткового типа, т. е. на базе упругих элементов-лепестков различной грузоподъемности, длины рабочего хода и формы профиля выпуклости, а их экспериментальные исследования (в том числе статические и динамические испытания) подтвердили эффективность. В связи с этим актуальной задачей является разработка эффективных системотехнических решений по построению перспективных адаптивных систем сейсмозащиты на основе таких амортизаторов, что требует разработки методик проектирования и математических моделей для оценки их параметров.

Полиуретаны могут быть отнесены к гиперупругим материалам, которые, в свою очередь, описываются несколькими наиболее распространенными моделями: Муни — Ривлина, Нео — Гука, Бергстрема — Бойс и другими [6]. В работе [7] было показано, что для описания упругого поведения литьевого полиуретана СКУ-ПФЛ-100 применима модель Арруда — Бойс, а для описания вязкоупругого поведения возможно использование модели Бергстрема — Бойс, однако с тем допущением, что для разных динамических режимов (скоростей нагружения) необходимо переопределять параметры модели. Так, в работе [8] предложены параметры модели Бергстрема — Бойс для полиуретана СКУ-ПФЛ-100, позволяющие оценить ударные характеристики амортизатора в диапазоне скоростей деформаций от 1 до 2 м/с.

С использованием указанных выше работ были получены результаты по расчетному и экспериментальному определению статических и динамических

характеристик продольного амортизатора, выполненного из полиуретана СКУ-ПФЛ-100 и обеспечивающего динамическую характеристику близкую к характеристике типа «сухого трения», с рабочим ходом равным 300 мм.

Проведено сравнение полученных теоретических и экспериментальных данных, где показана достаточная точность совпадения характеристик и, как следствие, возможность применения математической модели и экспериментального образца амортизатора для дальнейшего использования в практических целях.

## Литература

- [1] Белкин А.Е., Даштиев И.З., Никитин Е.А. Расчет нелинейной циклически симметричной системы амортизации груза в контейнере при плоских гармонических колебаниях. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение*, 2021, № 4 (139), с. 32–50. <https://doi.org/10.18698/0236-3941-2021-4-32-50>
- [2] Алашеев В.И., Васильев Б.М. и др. *Корабельная пусковая установка для ракет в транспортно-пусковом контейнере с минометным стартом*. Патент № RU 2657634 РФ, Cl F41F 3/04, опублик. 14.06.2018.
- [3] Белкин А.Е., Даштиев И.З., Никитин Е.А., Сергиенко В.В. Физическое и математическое моделирование виброизоляции груза в контейнере с применением полиуретановых амортизаторов. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2018, № 7, с. 11–19, <https://doi.org/10.18698/0536-1044-2018-7-11-19>
- [4] Забегаев А.И., Даштиев И.З., Тихомиров И.В. и др. Способ сейсмоизоляции объектов и амортизационное устройство (варианты) для его осуществления. Патент № RU 2787418 РФ, 2023.
- [5] Тихомиров И.В. Амортизационное устройство для сейсмоизоляции объектов (варианты). Патент № RU 2799276 РФ, 2023.
- [6] Марченко Е.С., Козулин А.А., Ветрова А.В., Байгонакова Г.А. Моделирование напряженно-деформированного состояния при оценке механического поведения конструкций из никелида титана. Томск, ТГУ, 2021.
- [7] Белкин А.Е., Даштиев И.З., Лонкин Б.В. Моделирование вязкоупругости полиуретана при умеренно высоких скоростях деформирования. *Математическое моделирование и численные методы*, 2014, № 3, с. 39–54.
- [8] Алашеев В.И., Белкин А.Е., Бобров А.В., Ярошевич Н.В. Анализ работы полиуретанового амортизатора тоннельного типа в условиях ударного нагружения. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2017, № 5 (686), с. 4–13, <https://doi.org/10.18698/0536-1044-2017-5-4-13>



УДК 629.7

## **Анализ возможности применения массовых расходомеров для дозирования компонентов ракетного топлива при заправке топливных баков летательных аппаратов**

Бобровник Владимир Игоревич   bv3333@yandex.ru  
Чугунков Владимир Васильевич   chvbmstu@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

*Проанализированы технологии и устройства дозирования компонентов ракетного топлива при заправке топливных баков летательных аппаратов космического назначения, основанные на способах объемного и массового дозирования. Рассмотрено построение системы измерения массы заправляемого компонента с использованием в ее составе массовых кориолисовых расходомеров. Обоснована перспективность ее применения для дозирования топливных баков разгонных блоков ракет космического назначения, заполняемых компонентами ракетного топлива на заправочной станции и непосредственно на стартовом комплексе.*

**Ключевые слова:** ракета космического назначения (РКН), разгонный блок (РБ), компоненты ракетного топлива, дозирование, массовый расходомер

Заправка топливных баков летательных аппаратов космического назначения является одной из наиболее ответственных технологических операций предпусковой подготовки. При дозировании компонентов ракетного топлива необходимо обеспечивать их требуемые массы и температуру в топливных баках изделий с минимальной погрешностью [1].

Способов для измерения дозы заправляемого компонента существует достаточно много [2, 3]. Тем не менее ее определение так или иначе сводится к осуществлению массового (весового) или объемного дозирования.

На заправочных станциях технических комплексов дозирование компонентов топлива осуществляется с использованием высокоточных весоизмерительных комплексов. На весы устанавливается емкость-дозатор, соединенная при помощи гибких трубопроводов с топливными баками заправляемого изделия. По показаниям весов определяется доза заправленного компонента. Поскольку масса шлангов и их жесткость влияют на результаты взвешивания, количество связей дозатора с внешним миром стремятся свести к минимуму. При весовом дозировании погрешность определения дозы, заправляемой в топливные баки летального аппарата, составляет от  $\pm 0,3$  до  $\pm 0,05$  %, при использовании современных весоизмерительных комплексов заправки [3].

При объемном внутреннем дозировании объем заправленного компонента определяется исходя из геометрических характеристик баков летательного аппарата и уровня топлива в них. При объемном внешнем дозировании определение заправленной дозы компонента осуществляется с использованием объемных расходомеров, входящих в состав системы заправки. С учетом из-

вестных температурных изменений физических свойств компонента ракетного топлива и измерений его температуры, объемная доза пересчитывается в массовую. Системы заправки, основанные на принципах объемного дозирования, как правило, обеспечивают погрешность определения дозы порядка  $\pm 0,2\%$  [4, 5].

Существенный недостаток такого подхода заключается в том, что доза (масса) заправляемого компонента измеряется косвенным методом. Любая неточность в определении физических параметров заправляемого компонента и его среднеобъемной температуры может привести к ошибке определения фактической заправленной массы топлива.

Для исключения данного недостатка рассмотрено построение системы измерения массы заправляемого компонента с использованием в ее составе массовых кориолисовых расходомеров. Принцип работы таких расходомеров основан на использовании эффекта Кориолиса для измерения массового расхода жидких и двухфазных сред [6, 7]. При установке таких расходомеров в систему заправки можно с погрешностью порядка  $\pm 0,05\%$  [6] прогнозировать массу дозы компонента, заправленной непосредственно в топливные баки летательного аппарата. Подобные системы могут использоваться как на заправочных станциях технических комплексов, так и на стартовых комплексах для дозирования высококипящих и криогенных компонентов ракетного топлива.

Основным препятствием, мешающим внедрению массовых кориолисовых расходомеров в системы заправки летательных аппаратов, является сложность разработки таких приборов. Для ракетно-космической отрасли актуальна задача создания класса отечественных массовых кориолисовых расходомеров, способных сохранять работоспособность при низких температурах измеряемой среды, с целью возможности их применения в системах заправки летательных аппаратов криогенными компонентами топлива.

## Литература

- [1] Золин А.В., Чугунков В.В. Методика анализа теплообменных процессов компонентов ракетного топлива при выполнении операции заправки топливных баков ракеты на стартовом комплексе. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2012, № 12, с. 8–12.
- [2] Новиков Н.Ф. *Готовность одна минута!* Москва, ДОСААФ, 1984.
- [3] Шулга В.М., Мазлумян Г.С. *Новая технология заправки с применением прецизионных весоизмерительных систем*. Москва, МАДИ, 2023.
- [4] Светлорусов М.А., Орлов А.С. Метод снижения погрешности дозирования при заправке высококипящих компонентов ракетного топлива для РН «Союз» и «Молния». *Труды военно-космической академии имени А.Ф. Можайского*, 2010. № 627, с. 123–128.

- 
- [5] Горбаткин Ю.Б., Дерденков Е.А., Лобанов А.О., Чернышев В.А. Высокоточная дозирующая установка ВДУ-65 для заправки разгонных блоков. *Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы*, 2015. т. 2, № 3, с. 56–61.
- [6] Kazahaya M. A Mathematical Model and Error Analysis of Coriolis Mass Flowmeters. *IEEE Trans. Instrum. Meas.*, 2011, no. 60, pp. 1163–1174.  
<https://doi.org/10.1109/TIM.2010.2086691>
- [7] Александров А.А., Бармин И.В., Павлов С.К., Чугунков В.В. Исследование параметров теплообмена витого теплообменника в двухфазной среде. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Естественные науки*, 2019, № 3 (84), с. 22–33.  
<https://doi.org/10.18698/1812-3368-2019-3-22-33>

УДК 536

## Влияние несимметричного температурного нагружения плоскопараллельных каналов на теплоперенос в системах термостатирования

Романяк Александр Юрьевич<sup>1,2</sup>

alexandr97@mail.ru

Матвеева Ольга Петровна<sup>1</sup>

matveevaop@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

АО «Государственный космический научно-производственный центр имени М.В. Хруничева»

*Рассмотрены варианты влияния параметров зазора в плоскопараллельном канале при различных вариантах начальных условий нагружений при турбулентном истечении воздушного потока через канал. Показано влияние на теплоъем с поверхностей пластин различных значений числа Рейнольдса, определяемых по двум основным направлениям — по длине пластины и величине зазора. Получены значения числа Нуссельта в зависимости от величины зазора при соответствующих числах Рейнольдса. Установлено наличие переходной зоны характера влияния величины зазора на число Нуссельта. Рекомендовано учитывать взаимное влияние плоских пластин в переходной зоне чисел Рейнольдса. Выводы основаны на численном моделировании процессов теплопереноса с использованием RANS моделей турбулентности.*

**Ключевые слова:** численное моделирование, турбулентный режим течения, воздушный поток, теплоперенос, RANS модели турбулентности, наземное оборудование

При исследовании процессов термостатирования в наземном оборудовании и полезного груза на стартовом комплексе часто используется допущение об эквивалентной замене реальных каналов на плоскопараллельный канал [1].

В плоскопараллельном канале основными параметрами являются длина канала  $x$ , величина зазора  $y$  и характер истечения воздушного потока между ними. Корректность используемых допущений о замене реальных каналов требует исследования характера зависимостей теплопереноса от приведенных параметров канала. Данные зависимости чаще всего выражаются в критерияльных числах, таких, как например, Рейнольдс  $Re$  и Нуссельт  $Nu$ . Чаще всего при проведении подобных расчетов используются численные методы решения задачи гидро- и газодинамики [2].

Рассматривался турбулентный режим течения воздуха, для расчетов использовались RANS (Reynolds — Averaged Navier — Stokes) модели турбулентности в программном комплексе ANSYS Fluent [3], так как, на практике большую актуальность имеет турбулентное течение.

При исследовании течения воздуха в плоскопараллельном канале процесс вычисления числа  $(Nu)$  от величины зазора канала  $y$ , т. е.  $(Nu(y))$ , основывался на следующем: температура воздуха и величина зазора  $y$  варьировались; длина канала фиксирована и составляет  $x = 1$  м; температура пластин фиксирована;

скорость воздуха на входе в канал фиксирована. Для одного расчетного случая температура пластин была изменена. В результате установлено, что температура пластин или подаваемого воздуха в канал не влияет на зависимость  $Nu(Re(y))$  в исследованном диапазоне значений температур, но наблюдается нелинейность этой зависимости при значениях  $Re(y)$  около 2000.

Следующий этап расчета состоял в определении влияния скорости воздуха на входе в канал при постоянной, но разной температуре пластин и при постоянной температуре воздуха. Одновременное варьирование величины  $Re(x)$  и  $y$  привело к аналогичным результатам нелинейности, однако установлено, что при увеличении  $Re(x)$  происходит уменьшение влияния  $Re(y)$  на  $Nu(y)$ .

Анализ расчетных значений плотности тепловых потоков  $q$ , исходящих от пластин, показал, что независимо от температур пластин, температуры и скорости подаваемого воздуха в канал величины параметров  $x$  и  $y$  не влияют на расположение максимального или минимального значения функции  $q(Re(y))$  в зоне переходной области значений  $Re(y)$ .

Расчеты проводились для стационарного турбулентного режима истечения воздушного потока в плоскопараллельном канале с помощью программного комплекса ANSYS Fluent. Температура пластин составляла 273,15 К (холодная пластина) и 373,15 К (горячая пластина), для некоторых расчетных случаев более нагретая пластина имела температуру 323,15 К. Температура воздуха на входе в зазор имела следующие значения из дискретной области 273,15–323,15 К, а скорость воздуха на входе в зазор соответствовала числам  $Re(x)$  от  $7,12 \cdot 10^4$  до  $1,42 \cdot 10^6$ .

Числа  $Re(x)$  изменялись путем задания скорости воздуха на входе в зазор и длиной канала  $x$ , а числа  $Re(y)$  изменялись путем задачи скорости воздуха на входе в зазор и величиной зазора канала  $y$ . Расчетные значения  $Re(y)$  составили до  $\sim 8 \times 10^4$ .

Результаты показали, что для всех расчетных случаев характерна переходная зона около значений  $Re(y) = 2000$ . До данных значений  $Re(y)$  включительно график зависимости  $Nu(Re(y))$  имеет нелинейный характер.

Таким образом, существенное взаимное влияние параметров течения воздушного потока в плоскопараллельных каналах (скорость воздуха на входе и величина зазора  $y$ ) происходит при числах  $Re(y)$  до  $\sim 2000$  включительно. При больших значениях  $Re(y)$  можно использовать общеизвестные критериальные методики расчета теплопереноса в подобных каналах [4, 5].

## Литература

- [1] Matveeva O., Romanyak A., Udovik I. Improving the processes of missile preparation at launch complexes on the basis of system design of interacting elements. *AIP Conference Proceedings*. AIP Publishing, 2019, vol. 2195, no. 1.
- [2] Романьяк А.Ю., Матвеева О.П., Абдеев А.З. Сравнительный анализ результатов газодинамических расчетов валидационной задачи с применением российского и зарубежного комплексов вычислительной гидродинамики. *Наука, технологии*

- и бизнес. IV Межвуз. конф. аспирантов, соискателей и молодых ученых: тез. докл.* Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2022, с. 408–419.
- [3] ANSYS Fluent 2021/R1, ANSYS Inc.
- [4] Игрицкий В.А., Пучков В.М., Чугунков В.В. *Тепломассоперенос в системах и элементах конструкций стартового оборудования*. URL: <https://library.bmstu.ru/DigitalResources/Download/29127> (дата обращения 15.03.2024).
- [5] Хлыбов В.Ф. *Системы термостатирования*. Москва, МО РФ, 2005.

УДК 629.78.082+681-26

## Комплекс заправки нафтилом баков разгонного блока

Алифанов Дмитрий Александрович	alifanovd123@gmail.com
Шульга Виктор Михайлович	v.shulga@russian.space
Николаев Андрей Викторович	nikolaev@russian.space
Борисов Виктор Геннадьевич	viktor1973@mail.ru
Васильев Василий Владимирович	v.vasilev@russian.space

*Филиал АО «ЦЭНКИ» — Научно-исследовательский институт прикладной механики имени академика В.И. Кузнецова*

*Разработан и изготовлен комплекс заправки нафтилом баков разгонного блока, реализующий метод многопорционного весового дозирования. Проведены исследования в целях утверждения типа весоизмерительного устройства, входящего в состав комплекса, которые подтвердили заявленные метрологические характеристики. Разработана и экспериментально исследована методика измерений по методу многопорционного весового дозирования, максимальная относительная погрешность не превышала  $\pm 0,013$  % для доз 3000, 5000, 7000 кг.*

**Ключевые слова:** разгонный блок (РБ), космодром «Восточный», комплекс заправки нафтилом, метод многопорционного весового дозирования, исследование метрологических характеристик

Разгонный блок ДМ разработки и производства РКК «Энергия» относится к разгонным блокам (РБ) тяжелого класса и предназначен для вывода полезной нагрузки на высокоэллиптические, круговые (в том числе стационарные) орбиты и межпланетные траектории [1]. Блоки «ДМ» с 1974 г. эксплуатируются с ракетой-носителем (РН) «Протон», а на космодроме «Восточный» планируется устанавливать их на РН «Ангара-5». Отличительной особенностью РБ «ДМ» является использование в его маршевой двигательной установке экологически чистых топлив: горючее — нафтил, окислитель — жидкий кислород. Горючее заправляется на заправочно-нейтрализационных станциях (ЗНС), а окислитель на старте.

В последние годы на космодроме «Байконур» введено в эксплуатацию стационарное весоизмерительное устройство УВФД, имеющее максимальную нагрузку 10 т, на которое стационарно установлена заправочная емкость объемом 12 м<sup>3</sup>. Это устройство позволяет заправлять баки РБ за одну порцию с высокой точностью [2].

Планировка и рабочие помещения ЗНС на космодроме «Восточный» не позволяют установить весоизмерительные устройства стационарного типа, поэтому было принято решение создать относительно малогабаритное мобильное заправочное оборудование и применить метод многопорционного весового дозирования (ММВД). Данный метод с успехом применяется для заправки баков РБ «Фрегат» [3].

Комплекс заправки нафтилом включает в себя следующие основные части: блок заправки и транспортно-заправочный контейнер (ТЗК), а также

вспомогательное оборудование (блок слива, блок фильтров, вакуумная установка).

На ЗНС нафтил поставляется в ТЗК, который позволяет КРТ хранить, транспортировать, подготавливать по температуре и газосодержанию. Имеет возможность отбора проб КРТ. ТЗК представляет собой закрытый морской транспортный контейнер, внутри которого установлена емкость объемом  $10 \text{ м}^3$ . В контейнере обеспечивается температура  $\pm 1 \text{ }^\circ\text{C}$  в диапазоне  $+5 \dots +25 \text{ }^\circ\text{C}$  при наружном диапазоне температур  $-50 \dots +50 \text{ }^\circ\text{C}$ . Емкость позволяет заправлять до 7,2 т КРТ, при заполнении не более 90 % от полного объема.

Блок заправки нафтилом состоит из мобильного единого блока, имеющего габаритные размеры ( $2150 \times 2050 \times 2200 \text{ мм}$ ), а также стойки управления. Блок заправки включает в себя следующие основные узлы: устройство весоизмерительное УВН-1200 (УВН-1200); щиты приема/выдачи нафтила, сброса давления и наддува; табло оператора; датчики давления и температуры; системы магистралей и арматуры. За счет использования единого блока, значительно уменьшается количество состыковываемой арматуры, что уменьшает время подготовки к заправке.

УВН-1200 имеет два режима работы: режим статического взвешивания с предельной допускаемой погрешностью  $\pm mpe$  и режим взвешивания дозы (порции) с предельной допускаемой погрешностью взвешивания дозы  $\pm mpe_d$  [4]. Для УВН-1200  $mpe = mpe_d = 0,5 \text{ кг}$ . Устройство имеет два весоизмерительных канала, что гарантирует надежность функционирования всего комплекса [5].

В центре грузоприемной платформы УВН-1200 смонтирована заправочная емкость объемом  $1,7 \text{ м}^3$  из нержавеющей стали для приема/выдачи КРТ.

Данный комплекс производит заправку РБ с использованием метода многопорционного весового дозирования в широком диапазоне доз. Управление процессом заправки осуществляется промышленным компьютером (ПК), использующим специально разработанный программно-алгоритмический комплекс. Компьютер, основываясь на предоставленных исходных данных по заправке, рассчитывает количество и массу порции. После выдачи каждой порции производится измерение ее действительной массы в режиме статического взвешивания. На основе полученных данных происходит корректировка массы последующих порций.

Абсолютная погрешность взвешивания дозы определяется по формуле

$$\Delta_{\text{вз. доз}} = N mpe_d, \quad (1)$$

где  $\Delta_{\text{вз. доз}}$  — суммарная допускаемая погрешность взвешивания дозы, кг;  $N$  — количество порций;  $mpe_d$  — предел допускаемой погрешности взвешивания порции, равный  $\pm 0,5 \text{ кг}$ .

Требуемую дозу для заправки РБ «ДМ» в 6 т с учетом расхода КРТ в 150 кг на пролив и несливаемый остаток можно выдать за 7 порций, при этом  $\Delta_{\text{вз. доз}} = \pm 3,5 \text{ кг}$ .



Проведенные исследования в целях утверждения типа подтвердили заявленные метрологические характеристики УВН-1200, более того исследования показали, что действительная погрешность УВН-1200 в обоих режимах работы лежит в интервале от  $-0,1$  кг до  $+0,1$  кг, что составляет лишь пятую часть пределов допускаемых погрешностей.

Для экспериментальных исследований методики измерений по ММВД был собран экспериментальный стенд, включающий в себя: блок заправки, емкость подготовки и контрольную емкость на весах ВСК-10 с максимальной нагрузкой 10 т. Данные весы имели исследованную действительную погрешность  $\pm 0,3$  кг. Вместо нафтила использовалась дистиллированная вода. Процесс выдачи дозы включал в себя последовательную выдачу порций из блока заправки в контрольную емкость. Далее определялось действительное значение дозы по показаниям ВСК-10 с учетом поправки на вытесненный из контрольной емкости воздух.

Для исследования методики измерений по ММВД было выдано по 10 доз массой 3,5 и 7 тонн. Предел допускаемой погрешности взвешивания дозы, рассчитанный по формуле (1) и равен 2, 3 и 4 кг для доз массой 3, 5 и 7 т.

В результате исследований были получены и проанализированы экспериментальные данные, которые были обработаны по ГОСТ Р 8.736–2011. Максимальная абсолютная погрешность составила  $-0,41$ ,  $-0,47$ ,  $+0,79$  кг для доз 3000, 5000, 7000 кг соответственно, таким образом, относительная погрешность выдачи дозы не превышала  $\pm 0,013$  %. Для этих же нагрузок систематическая погрешность равна  $-0,21$ ,  $-0,07$ ,  $+0,25$  кг, а среднеквадратические отклонения единичного измерения, при доверительной вероятности 0,95 составили  $\pm 0,32$ ,  $\pm 0,62$ ,  $\pm 0,77$  кг.

Таким образом, созданный мобильный комплекс заправки с использованием технологии многопорционного весового дозирования позволит производить заправку нафтилом бака РБ «ДМ» высокой точностью.

## Литература

- [1] Кобелев В.Н., Милованов А.Г. *Средства выведения космических аппаратов*. Москва, Рестарт, 2009.
- [2] Шульга В.М. Современные весоизмерительные устройства для реализации технологий заправки разгонных блоков. *Актуальные вопросы проектирования космических аппаратов для фундаментальных и прикладных научных исследований: сб. науч. тр.* Химки, НПО им. С.А. Лавочкина, 2017, № 2, с. 573–578.
- [3] Борисов В.Г., Шульга В.М., Лебедев А.Г., Денисов О.Е., Сова А.Н. Результаты разработки и внедрения метода многопорционного весового дозирования для заправки разгонных баков «Фрегат» в Гвианском космическом центре. *Измерительная техника*, 2017, № 6, с. 33–37.
- [4] Шульга В.М. Метрологическая модель современной системы заправки. *Двойные технологии*, 2019, № 1 (86), с. 43–46.
- [5] Шульга В.М. Обеспечение живучести систем заправки космических аппаратов и разгонных блоков компонентами топлива. *Двойные технологии*, 2018, № 1, с. 69–72.

УДК 62-971

## Пути снижения электропотребления при воздушном термостатировании космического аппарата в транспортном контейнере

Шестаков Егор Валентинович

lollygag@list.ru

Матвеева Ольга Петровна

matveevaop@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

*Рассмотрены варианты термостатирования космического аппарата при кратковременном перемещении его в транспортном контейнере. Предложено использовать внутри контейнера дополнительный контур термостатирования, охватывающий поверхность аппарата и образованный с помощью теплоизолированного кожуха. Показано, что мощность электропотребления холодильно-нагревательной установки при наличии кожуха существенно ниже, чем при известном варианте поддержания температурного режима воздуха во всем внутреннем объеме транспортного контейнера с космическим аппаратом. Выводы основаны на математическом моделировании процессов теплопереноса в сравниваемых вариантах термостатирования при транспортировке космических аппаратов в зимнем и летнем режимах.*

**Ключевые слова:** космический аппарат, наземное оборудование, транспортный контейнер, тепловой режим, термостатирование

При доставке космического аппарата (КА) на космодром кратковременное его перемещение от завода-изготовителя на аэродром и с аэродрома к монтажно-испытательному корпусу происходит в транспортном контейнере (ТРК) на подвижной платформе преимущественно на колесном ходу. При этом для поддержания температурных режимов КА используется теплоизоляция ТРК, холодильно-нагревательная установка (ХНУ) и замкнутые воздушные контуры.

Воздействие окружающей среды на ТРК в широком диапазоне температуры воздуха и скорости ветра требует использования ХНУ и источника электроэнергии для подключения установки. При большой потребляемой мощности ХНУ используется источник на основе дизель-генератора с запасом топлива. Функционирование дизель-генератора сопряжено с повышенным шумом и отходящими газами, а в летнем режиме — с использованием громоздкого второго контура охлаждения. При значительном снижении потребляемой электроэнергии ХНУ могут быть использованы перезаряжаемые аккумуляторные батареи или другие экологически чистые малошумные источники.

С целью снижения потребляемой ХНУ электроэнергии предлагаются контуры термостатирования КА в ТРК с использованием теплоизолированного кожуха вокруг поверхности аппарата. Эффективность предложенного варианта контура термостатирования оценивается путем сравнительного анализа

расчетных значений электропотребления ХНУ при наличии кожуха и в его отсутствии [1].

Для исследования выбран характерный вид транспортного контейнера для одного из КА. В расчетном варианте 1 в зоне КА воздух циркулирует по свободному контуру во всем объеме ТРК, а в варианте 2 — воздух циркулирует через теплоизолированный кожух с ограниченным воздушным контуром, аналогично предложению в работе [2]. В качестве допустимого интервала температуры воздуха для КА принят следующий: +15...+25 °С при допустимом перепаде температуры на поверхности КА 5 °С в летнем и зимнем режимах транспортировки. При исследовании принимаются наихудшие условия окружающей среды (по температуре окружающей среды и скорости ветра).

Для вариантов 1 и 2 в летнем и зимнем режимах рассматривается одинаковый массовый расход поступающего в контуры воздуха, равный 2 кг/с, при температуре +8 и +12 °С соответственно. Расположение входных и выходных для воздуха штуцеров учитывает возможность перемешивания воздуха за счет свободной конвекции.

Ограничение воздушного контура термостатирования КА за счет использования кожуха приводит к увеличению скорости воздуха в зоне КА. Решение задачи по уменьшению скорости поступающего под кожух воздуха при сохранении теплового режима КА основывается на увеличении площади входного сечения за счет использования двух входных штуцеров и на перераспределении потоков за счет установки двух наклонных диффузоров для воздуха [3]. С помощью диффузоров образованы разнонаправленные воздушные потоки для равномерного обтекания и термостатирования КА.

Расчеты проводились для стационарного режима с помощью программного комплекса SolidWorks Flow Simulation [4]. В летнем режиме расчетные значения температуры воздуха в зоне КА соответствуют допустимому диапазону — максимальная температура поверхности КА составляет для варианта 1 — +21 °С, для варианта 2 — +20 °С. Зимой расчетные значения температуры воздуха в зоне КА также соответствуют допустимому диапазону и для обоих вариантов минимальная температура составляет от +19 до +23 °С.

Сравнительный расчетный анализ показал, что с точки зрения электропотребления предложенный вариант 2 с кожухом для КА, ограничивающий воздушный контур, является более предпочтительным, чем известный. Снижение мощности электропотребления ХНУ в предложенном варианте 2 составит примерно 81 и 76 % соответственно в летнем и зимнем режимах, что является важным для подвижных агрегатов.

Таким образом, ограничение воздушных контуров термостатирования КА в подвижных ТРК за счет использования теплоизолированного кожуха позволит снизить мощность электропотребления ХНУ системы термостатирования и соответственно уменьшить массогабаритные характеристики ХНУ, сохранив тепловой режим КА, а также обеспечить меньшую зависимость от габаритных характеристик ТРК при различных конфигурациях КА.

## Литература

- [1] Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. *Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22. В 2 кн. Кн. 1.* Москва, Машиностроение, 2012, гл. 3.7, с. 384–388.
- [2] Матвеева О.П., Романяк А.Ю., Удовик И.С. Анализ вариантов сокращения энергопотребления в процессах поддержания тепловых режимов космических аппаратов на стартовых комплексах. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2019, № 12 (96). <https://doi.org/10.18698/2308-6033-2019-12-1942>
- [3] Król A., Król M., Koper P., Wrona P. Numerical modeling of air velocity distribution in a road tunnel with a longitudinal ventilation system. *Tunnelling and Underground Space Technology*, 2019, vol. 91. <https://doi.org/10.1016/j.tust.2019.103003>
- [4] Stavrakakis G.M., Koukou M.K., Vrachopoulos M.Gr., Markatos N.C. Natural cross-ventilation in buildings: Building-scale experiments, numerical simulation and thermal comfort evaluation. *Energy and Buildings*, 2008, vol. 40, iss. 9, pp. 1666–1681. <https://doi.org/10.1016/j.enbuild.2008.02.022>

УДК 629.7.085

## Способы экспериментальной отработки технологий мембранного осушения в системах термостатирования стартовых ракетных комплексов

Крылов Петр Владимирович <sup>1</sup>	krylov@bmstu.ru
Бармин Игорь Владимирович <sup>2</sup>	i.v.barmin@mail.ru
Козлов Владимир Владимирович <sup>1</sup>	vladimir.kozlov@bmstu.ru
Бондарь Виталий Викторович <sup>2</sup>	v.v.bondar@inbox.ru
Михайлова Ирина Петровна <sup>1</sup>	mikhaylovaip@student.bmstu.ru

<sup>1</sup> МГТУ им. Н.Э. Баумана

<sup>2</sup> АО «ЦЭНКИ»

<sup>3</sup> Филиал АО «ЦЭНКИ» — Научно-исследовательский институт стартовых комплексов имени В.П. Бармина

*Проведена экспериментальная отработка технологий мембранного осушения в системах термостатирования стартовых ракетных комплексов. Рассмотрены состав, порядок и этапность отработки, необходимой для подтверждения определенных теоретическим путем принципов мембранного осушения воздуха применительно к системам термостатирования стартовых комплексов. Описаны существующие методы проектирования систем термостатирования с мембранным осушением, схемы и конструкции экспериментальных и учебно-лабораторных стендов. Научная новизна работы заключается в разработке плана экспериментальной отработки, позволяющей получить отработанную технологию, интегрированную в перспективные проекты развития наземной космической инфраструктуры, а также в образовательные программы для своевременной подготовки квалифицированных кадров и дальнейшего проектирования современных систем термостатирования отраслевыми предприятиями.*

**Ключевые слова:** *стартовый комплекс, система термостатирования, мембранное разделение газов, мембранное осушение, космодром, наземная космическая инфраструктура, воздушная холодильная машина, осушение воздуха*

По результатам проведенных исследований о возможности применения мембранного осушения в системах термостатирования стартовых ракетных комплексов была разработана принципиальная схема системы с мембранным осушением воздуха [1–6]. Были теоретически определены протекающие в данной схеме процессы мембранного газоразделения и осушения воздуха, рассчитаны зависимости степени осушения и ее эффективности (потери воздуха при осушке) от входных параметров воздуха и требуемой потребителем точки росы осушенного воздуха [5, 7–11].

В целях экспериментального подтверждения теоретических гипотез и подтверждения целесообразности и эффективности применения мембранных осушителей в системах термостатирования стартовых комплексов, был разработан соответствующий план экспериментальной отработки. В состав

экспериментальной отработки вошли три этапа: предварительные лабораторные исследования, полевая экспериментальная отработка и уточняющие учебно-лабораторные исследования.

Предварительные лабораторные исследования выполнялись на экспериментальном стенде, разработанном в инициативном порядке при поддержке ООО «Энекон-Инжиниринг» на базе лаборатории кафедры Э-5 МГТУ им. Н.Э. Баумана «Компрессорная и вакуумная техника».

Разработанный стенд позволил провести подтверждающие эксперименты получения эмпирических зависимостей степени осушения (изменение точки росы потока воздуха  $\Delta t_{\text{ТР}}$ ) от ее эффективности (потери воздуха при осушке  $x$ , %) и параметров воздуха на входе в мембранный осушитель (давление  $p_4$ , температура  $t_4$ ) при неизменном значении расхода на входе.

На основании показателей, указанных производителем мембранного осушителя в технической документации и подтвержденных результатами теоретических исследований [7–11], были определены аппроксимированные квадратичные функции с использованием среды Excel.

Недостатками предварительной отработки является малый диапазон рабочих давлений и расходов, высокая инертность датчиков, а также невозможность доказательства влияния габаритных характеристик блока и физических характеристик применяемого материала и конструкции мембраны на протекающие процессы осушения.

Второй этап экспериментальной отработки выполняется в рамках участия существующей системы термостатирования в комплексных испытаниях стартового комплекса на космодроме «Восточный» (полевые испытания). В целях выполнения данных работ, был разработан мобильный экспериментальный стенд, допускающий сборку на объекте строительства и подключение к создаваемой в настоящее время СОТР СК на основе воздушной холодильной машины (ВХМ). Экспериментальный стенд подключается байпасом к системе в месте взятия проб воздуха после теплообменника предварительного водяного охлаждения и водоотведения.

Третий этап экспериментальной отработки выполняется новой разработанной МГТУ им. Н.Э. Баумана образовательной программы «Системная инженерия наземного технологического и стартового оборудования космодрома «Восточный» с параллельной интеграцией в перспективные НИР и ОКР АО «ЦЭНКИ».

В целях реализации лабораторных работ учебного курса был разработан учебный лабораторный стенд «Мембранные и рефрижераторные технологии в системах осушки и подготовки сжатого воздуха», представляющий особый интерес как с точки зрения образовательной программы «ПИШ», так и с точки зрения решения исследовательских и производственных задач АО «ЦЭНКИ» применительно к актуальным и перспективным проектам [12].

По результатам выполнения всех этапов экспериментальных работ будет получена отработанная технология, интегрированная в перспективные проек-

ты развития наземной космической инфраструктуры, а также в образовательные программы для своевременной подготовки квалифицированных кадров и дальнейшего проектирования современных систем термостатирования отраслевыми предприятиями.

## Литература

- [1] Бармин И.В., Козлов В.В., Крылов П.В., Михайлова И.П. Современные тенденции развития мембранных технологий и их применения в системах термостатирования стартовых ракетных комплексов. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2022, № 4, с. 124–142. <https://doi.org/10.18698/2308-6033-2022-4-2172>
- [2] Козлов В.В., Крылов П.В., Пискун Е.С. Анализ перспективных технологических схем подготовки воздуха в системах термостатирования стартовых комплексов. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2012, № 9, с. 117–139. <https://doi.org/10.18698/2308-6033-2021-9-2111>
- [3] Kozlov V.V., Shadrin V.S., Podchufarov A.A. Express analysis of technological processes of compression and drying of wet air at the stages of design and operation of compressor stations. *AIP Conference Proceedings*, 2019, vol. 2141, no. 030029, pp. 1–11. <https://doi.org/10.1063/1.5122079>
- [4] Козлов В.В., Шадрин В.С., Подчуфаров А.А. Современные тенденции развития техники осушения сжатого воздуха в компрессорных станциях промышленных предприятий. *XVII Междунар. науч.-технич. конф. по компрессорной технике: сб. тр.* Казань, 2017, с. 429–435.
- [5] Козлов В.В., Крылов П.В., Михайлова И.П., Абросимов Н.А. Модернизация турбодетандерной установки системы термостатирования стартового комплекса путем применения мембранных блоков осушения воздуха. *Компрессорная техника и пневматика*, 2022, № 3, с. 42–47.
- [6] Козлов В.В. Эффективность работы осушителей сжатого воздуха конденсационного типа. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение*, 2011, спец. вып. «Вакуумные и компрессорные машины и пневмооборудование», с. 132.
- [7] Мордовская А.А. Мембранные технологии и их применение. *Студенческий научный форум. IX Междунар. студенческая науч. конф.: сб. тр.* Москва, Академия Естествознания, 2017, 5 с.
- [8] Scott J. *Hollow fibres: Manufacture and Application*. New Jersey, Noyes Data Corp. Park Ridge, 1981.
- [9] Emonds S., Roth H., Wessling M. Chemistry in a spinneret – Formation of hollow fiber membranes with a cross-linked polyelectrolyte separation layer. *Journal of Membrane Science*, 2020, vol. 612. <https://doi.org/10.1016/j.memsci.2020.118325>
- [10] Дытнерский Ю.И. *Мембранные процессы разделения жидких смесей*. Москва, Химия, 1975.
- [11] Абдуллин И.Ш., Ибрагимов Р.Г., Парошин В.В., Зайцева О.В. Композиционные мембраны. *Вестник Казанского технологического университета*, 2012, № 15, с. 67–75.
- [12] Баранов Д.А., Еленев В.Д., Смородин А.В. Принципы построения систем и объектов космического ракетного комплекса среднего класса повышенной грузоподъемности. *Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета им. академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета)*, 2012, № 2 (33), с. 25–34.



УДК 629.7.085

## Перспективные схемы подготовки и осушения воздуха в системах обеспечения температурного режима стартовых ракетных комплексов среднего класса

Крылов Петр Владимирович<sup>1,2</sup>

krylov@bmstu.ru

Абросимов Николай Анатольевич<sup>2</sup>

n.a.abrosimov@mail.ru

Черкасов Илья Анатольевич<sup>3</sup>

i.a.cherkasov@list.ru

Козлов Владимир Владимирович<sup>1</sup>

vladimir.kozlov@bmstu.ru

Ксенофонтова Екатерина Алексеевна<sup>1,2</sup>

ksenofontova2806@mail.ru

<sup>1</sup> МГТУ им. Н.Э. Баумана<sup>2</sup> Филиал АО «ЦЭНКИ» — Научно-исследовательский институт стартовых комплексов имени В.П. Бармина<sup>3</sup> ООО «ОКБ СХМ Технатон»

*Разработана схема подготовки и осушения воздуха в воздушных системах обеспечения температурного режима (ВСОТР) с применением перспективных технологий, позволяющих повысить тактико-технические и технико-экономические характеристики системы. В статье рассматривается система термостатирования с требуемой точкой росы на выходе минус 30 °С при нормальных условиях, обеспечивающая работу с ракетой космического назначения (РКН) среднего класса. В работе описаны существующие и перспективные методы подготовки и осушения воздуха с соответствующими принципиальными схемами для применения на стартовых комплексах. Научная новизна данной работы заключается в интеграции современных технологий, используемых в смежных отраслях промышленности, в конструктивные решения, применяемые в построении архитектуры систем термостатирования стартовых ракетных комплексов.*

**Ключевые слова:** *стартовый ракетный комплекс, система термостатирования, холодильная машина, мембранное разделение газов, мембранное осушение, адсорбция, роторный адсорбер*

При проектировании воздушных систем обеспечения температурного режима (ВСОТР) необходимо учитывать ряд технических и экономических параметров системы, влияющих на общую эффективность ее функционирования и эксплуатации. К таким параметрам относятся как технологичность (надежность, простота конструкции, ремонтпригодность, максимально возможная автоматизация процессов при эксплуатации), так и экономическая эффективность разработки и эксплуатации (энергопотребление, затраты на НИР, капитальные затраты на создание, эксплуатационные расходы) [1, 2].

Объектами данного исследования являются наземная космическая инфраструктура стартового комплекса, воздушная система термостатирования, узел подготовки и осушения воздуха и его основные составные части.

В качестве предмета исследования рассматривается система термостатирования стартового комплекса космического ракетного комплекса (СК КРК)



среднего класса на космодроме «Восточный» и потенциальные способы повышения эффективности данной системы с применением современных технологий подготовки и осушки воздуха. Энергопотребление насосов подачи в контурах оборотной воды и хладоносителей сопоставимо с общей погрешностью расчета и считается пренебрежимо малым [3]. Для проведения анализа рассматриваемых схем и оценки количественных результатов их применения принимается задача по подготовке термостатирующего воздуха до точки росы минус 30°C при атмосферном давлении в соответствии с требованиями, налагаемыми перспективной РКН среднего класса к проектированию СК на космодроме «Восточный» [2, 4].

Представлено сравнение существующих систем с парокомпрессионными и воздушными холодильными машинами с альтернативными схемами системы с применением мембранного осушителя и роторного адсорбера в качестве финишных ступеней осушения и подготовки воздуха. По результатам сравнения приводятся основные отличия в части конструкции вариантов системы с выделением основных преимуществ и недостатков каждого из них, а также энергопотребление на получение 1 кг/с подготовленного и осушенного воздуха. Основным результатом работы является расширение диапазона применения по точке росы высокоэнергоэффективных ВСОТР на основе ПКХМ за счет комбинирования с мембранными или адсорбционными концевыми осушителями.

## Литература

- [1] Матвеева О.П., Чугунков В.В., Семячков Д.А. Системное проектирование наземного технологического оборудования технических и стартовых ракетных комплексов. *Контроллинг в экономике, организации производства и управлении: шансы и риски цифровой экономики. IX Междунар. конгресс по контроллингу: сб. науч. тр.* Москва, Объединение контроллеров, 2019, с. 158–162.
- [2] Александров А.А., Бармин И.В., Денисов О.Е., Чугунков В.В. Инновационные направления в развитии и эксплуатации наземной космической инфраструктуры технических комплексов космодромов. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2018, вып. 5. 10.18698/2308-6033-2018-5-1765.
- [3] Бармин И.В., Козлов В.В., Крылов П.В. Михайлова И.П. Современные тенденции развития мембранных технологий и их применения в системах термостатирования стартовых ракетных комплексов. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2022, № 4, с. 124–142. <https://doi.org/10.18698/2308-6033-2022-4-2172>
- [4] Баранов Д.А., Еленев В.Д., Смородин А.В. Принципы построения систем и объектов космического ракетного комплекса среднего класса повышенной грузоподъемности. *Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета им. академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета)*, 2012, № 2 (33), с. 25–34.

УДК 62-752

## Расчетное построение силовых характеристик пневмогидравлических амортизаторов

Кунавич Станислав Андреевич<sup>1</sup>

kunavich.stanislav@yandex.ru

Синильщиков Валерий Борисович<sup>2</sup>

vbsin@mail.ru

<sup>1</sup> АО «Научно-производственное предприятие «Радар ммс»<sup>2</sup> БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова

*Представлены результаты численного моделирования работы пневмогидравлических амортизаторов с двумя и тремя аккумуляторами давления при гармоническом воздействии. Приводятся упругие силовые характеристики, а также силовые характеристики с учетом демпфирования. Проводится сравнение расчетных силовых характеристик пневмогидравлических амортизаторов с двумя и тремя аккумуляторами давления. Проводится анализ влияния напорного пневмоклапана на силовые характеристики пневмогидравлических амортизаторов при заданном гармоническом воздействии.*

**Ключевые слова:** пневмогидравлический амортизатор, силовая характеристика, аккумулятор давления, напорный пневмоклапан, демпфирование

Пневмогидравлический амортизатор относится к типу амортизаторов, в которых используется два рабочих тела — газ и жидкость. Реакция амортизаторов создается за счет изменения давления газа в пневматических полостях при изменении их объема, а также за счет перепада давления при перетекании жидкости через сопротивление между полостями.

В БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова была предложена оригинальная схема пневмогидравлических амортизаторов пониженной ударовибропроводимости, которая достигается за счет использования нормально открытых клапанов с малой жесткостью поджатия [1]. Основными составными частями амортизатора являются заполненная жидкостью рабочая камера с поршнем и, соединенные с ней посредством дросселей и обратных клапанов, аккумуляторы давления, в которых жидкость отделена от газа эластичной мембраной. В пневмогидравлических амортизаторах может быть несколько аккумуляторов давления — один основной и один или два дополнительных. Дополнительные аккумуляторы давления работают в определенном диапазоне давлений и служат для скачкообразного уменьшения жесткости рабочих характеристик амортизатора. Таким образом достигается близость силовой характеристики к релейной, которая является предпочтительной в условиях ударного нагружения [2].

Демпфирование в амортизаторе при большой амплитуде колебаний происходит в основном за счет перепада давления при перетекании жидкости между рабочей камерой и дополнительным аккумулятором давления через дроссель при закрытом обратном клапане, при малых амплитудах (на завер-

шающей стадии воздействия) — между рабочей камерой и основным аккумулятором давления при работе напорного клапана.

Моделирование работы пневмогидравлических амортизаторов проводится в программном комплексе MatlabSimulink. Используется модель линейной сжимаемой жидкости [3]. В силу малости габаритов камер пневмогидравлического амортизатора использовалась нульмерная модель для определения параметров рабочих тел (жидкости и газа) в камерах [4].

Для составления математической модели пневмогидравлических амортизаторов принимаются следующие допущения. Полагаем, что все обратные клапаны имеют малую массу и малое поджатие. Инерцией разделительных мембран в аккумуляторах давления пренебрегаем. Газ в аккумуляторах давления считаем идеальным. При определении давления жидкости в рабочей камере податливость стенок и наличие нерастворенного воздуха не учитывается.

Анализ расчетных упругих силовых характеристик, а также характеристик с учетом демпфирования пневмогидравлических амортизаторов с двумя и тремя аккумуляторами давления показал, что последний обладает большей энергоемкостью и диссипацией энергии. Однако, пневмогидравлические амортизаторы с тремя аккумуляторами давления имеют существенно большие габариты по сравнению с двухаккумуляторными. Также нужно отметить, что упругие силовые характеристики пары встречно установленных амортизаторов с двумя и тремя аккумуляторами давления практически идентичны. Кроме того, из рассмотрения и сравнения силовых характеристик с учетом действия напорного клапана видно, что последний способен значительно увеличить диссипативные свойства пневмогидравлического амортизатора с двумя аккумуляторами давления.

## Литература

- [1] Зюликов В.П., Круглов Ю.А., Синильщиков Б.Е., Синильщиков В.Б. *Амортизатор для систем ударозащиты*. Патент № 2465495 Российская Федерация, 2012, 10 с.
- [2] Круглов Ю.А., Храмов Б.А., Кабанов Э.Н. *Системы ударовиброзащиты ракет, аппаратуры и оборудования*. Санкт-Петербург, Балт. гос. техн. ун-т, 2010.
- [3] Башта Т.М. *Машиностроительная гидравлика: Справочное пособие*. Москва, Машиностроение, 1971.
- [4] Башта Т.М. *Расчеты и конструкции самолетных гидравлических устройств*. Москва, Оборонгиз, 1961.

УДК 62-752

## Определение реакций арочного эластомерного амортизатора с использованием вязкоупругих моделей материалов

Кунавич Станислав Андреевич

kunavich.stanislav@yandex.ru

Маштакoв Андрей Павлович

mashtakovap@gmail.com

АО «Научно-производственное предприятие «Радар ммс»

*Представлены результаты моделирования работы арочного эластомерного амортизатора методом конечных элементов с использованием двух моделей вязкоупругого поведения материала. Построены силовые характеристики амортизаторов при сжатии и разгрузке без учета поперечных смещений. Представлены экспериментальные силовые характеристики, полученные по результатам измерения при нагружении амортизаторов на стенде. Проводится сравнение расчетных и экспериментальных силовых характеристик арочного эластомерного амортизатора на сжатие.*

**Ключевые слова:** силовая характеристика, арочный эластомерный амортизатор, конечно-элементное моделирование, вязкоупругость, демпфирование

Арочные эластомерные амортизаторы применяются в различных областях техники, в том числе и в аэрокосмической, для защиты оборудования от вибрации и ударов [1]. Рабочими элементами подобных амортизаторов служат эластомерные стенки. Значительным преимуществом арочных эластомерных амортизаторов является большой относительный ход, который составляет 0,5–0,7 от габаритного размера в недеформированном состоянии [2]. Кроме этого, арочные эластомерные амортизаторы просты и надежны.

Силовые характеристики арочных эластомерных амортизаторов имеют сложный нелинейный вид. Сжатие амортизатора сопровождается большими деформациями рабочих элементов с потерей их устойчивости и смыканием поверхностей. Работа стенки в условиях полной или частичной потери устойчивости позволяет реализовать дигрессивную упругую характеристику, которая является предпочтительной при ударных воздействиях. Исследованию упругих силовых характеристик арочных эластомерных амортизаторов посвящены работы [3, 4].

С целью экспериментального определения силовых характеристик на стенде проведена серия измерений реакции и хода арочного эластомерного амортизатора при его нагружении до полного сжатия. Получены зависимости реакции от хода при нагрузке и разгрузке амортизатора.

При проектировании арочных эластомерных амортизаторов и систем амортизации на их основе важным является расчетное определение реакций в зависимости от хода амортизатора. Расчетное определение силовых характеристик арочных эластомерных амортизаторов представляет сложную вычислительную задачу, для решения которой может применяться метод конечных элементов. В пакетах прикладных программ для расчета деформирования эластомеров,

как несжимаемых тел, применяются модели гиперупругих материалов. В пакете конечно-элементного анализа Ansys представлены несколько моделей изотропных гиперупругих материалов: неогокова, Муни — Ривлина, Огдена, Арруды — Бойса, полиномиальная и др.) [5]. Однако, для корректного расчетного определения силовых характеристик с учетом скорости нагружения необходимо применение вязкоупругих моделей поведения материала. Наиболее распространенными формулировками вязкоупругости являются модели Бергстрема — Бойса и Прони (для сдвиговой релаксации) [6, 7].

Моделирование работы арочного эластомерного амортизатора при его сжатии без поперечных смещений проводится в пакете конечно-элементного анализа Ansys. В виду постоянства сечения по длине амортизатора задача определения реакций может решаться в плоской постановке. В настоящей работе расчет производился в трехмерной постановке: используется фрагмент амортизатора толщиной в один конечный элемент и условие циклической симметрии. Оба подхода позволяют значительно сократить время вычислений по сравнению с полной моделью.

Проводится сравнение расчетных силовых характеристик арочного эластомерного амортизатора, полученных в пакете конечно-элементного анализа Ansys с применением вязкоупругих моделей Бергстрема — Бойса и Прони, с экспериментальными. Результаты расчетов показывают, что подбором параметров рассмотренных вязкоупругих моделей можно добиться приемлемого схождения результатов расчетов и измерений.

## Литература

- [1] Граков С.А., Бохан В. В. Полиуретанометаллические амортизаторы как средство виброизоляции тяжелого оборудования. *Динамика систем, механизмов и машин*, 2018, т. 6, № 1, с. 45–49. <https://doi.org/10.25206/2310-9793-2018-6-1-45-49>
- [2] Круглов Ю.А., Храмов Б.А., Кабанов Э.Н. *Системы ударовиброзащиты ракет, аппаратуры и оборудования*. Санкт-Петербург, Балт. гос. техн. ун-т., 2010.
- [3] Синильщиков В.Б., Мелихов К.В., Кунавич С.А. Анализ работы арочного эластомерного амортизатора при сложном нагружении. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2021, № 12, с. 73–82. <https://doi.org/10.18698/0536-1044-2021-12-73-82>
- [4] Синильщиков В.Б., Кунавич С.А. Аналитическая модель арочного эластомерного амортизатора для применения в имитационном моделировании систем. *Космические аппараты и технологии*, 2022, т. 6, № 3 (41), с. 163–171. <https://doi.org/10.26732/j.st.2022.3.02>
- [5] Жидков А.В., Леонтьев Н.В. *Моделирование поведения гиперупругих материалов*. Нижний Новгород, Нижегородский госуниверситет, 2019.
- [6] Белкин А.Е., Даштиев И.З., Лонкин Б.В. Моделирование вязкоупругости полиуретана при умеренно высоких скоростях деформирования. *Математическое моделирование и численные методы*, 2014, вып. 3, с. 39–54.
- [7] Пелевин А.Г., Шадрин В.В. Особенности использования модели вязкоупругого материала в программном комплексе ANSYS. *Вестник Пермского университета*, 2021, вып. 3 (54), с. 52–57. <https://doi.org/10.17072/1993-0550-2021-3-52-57>

УДК 629.7

## Обобщенный подход к анализу охлаждения ракетного топлива в емкостях наземных комплексов с использованием жидкого азота

Чугунков Владимир Васильевич

chvbmstu@bmstu.ru

Золин Анатолий Владимирович

pochtatoli@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

*Предложен обобщенный подход для анализа процессов охлаждения компонентов ракетного топлива жидким азотом, основанный на аналитическом и численном решениях системы дифференциальных уравнений теплообмена, в которых коэффициенты определяются величинами массовых, геометрических и теплофизических характеристик емкости с топливом, азота и системы охлаждения. Достоверность предложенного подхода подтверждена сопоставлением расчетных, экспериментальных и натуральных значений температур и затрат жидкого азота на процессы охлаждения топлива. Показано, что для проектных расчетов характеристик систем охлаждения топлива жидким азотом предпочтительно применение аналитических расчетов на этапе определения технического облика системы охлаждения топлива, а уточнение характеристик выбранного варианта системы охлаждения рекомендовано осуществлять с использованием численного расчета*

**Ключевые слова:** ракетное топливо, охлаждение, жидкий азот, уравнения теплообмена, анализ эффективности

В наземной инфраструктуре ракетных комплексов реализовано несколько вариантов построения систем охлаждения, основанных на теплообменных процессах с жидким азотом: при непосредственном вводе жидкого азота в резервуар с топливом, бесконтактное охлаждение топлива кипящим жидким азотом в теплообменниках «труба в трубе», а также понижение температуры топлива посредством теплообмена в рекуперативном теплообменнике с антифризом, охлаждаемым в отдельном резервуаре при барботаже жидким азотом [1–6]. С целью прогнозирования температурного состояния компонентов ракетного топлива (КРТ) для различных вариантов построения систем охлаждения, предложен обобщенный подход, основанный на аналитическом и численном решениях уравнений теплообмена вида:

$$A_1 \frac{dT_i}{d\tau} + A_2 T_i = B_1 + E_2 T_j; \quad (1)$$

$$D_1 \frac{dT_j}{d\tau} + D_2 T_j = E_1 + E_2 T_i, \quad (2)$$

в которых зависимости для определения коэффициентов  $A_1, A_2, B_1, D_1, D_2, E_1, E_2$  находятся из уравнений, приведенных в [7–11] и определяемых вели-

чинами массовых, геометрических и теплофизических характеристик системы, многие из которых являются функциями температур  $T_i$  и  $T_j$  (например топлива и стенки емкости или топлива и антифриза). Начальными условиями для данной системы уравнений являются равенства температур  $T_i, T_j$  заданным начальным значениям, например, температуре окружающей среды.

Аналитическое решение уравнений теплообмена (1), (2) при постоянных значениях коэффициентов, которые находятся из уравнений, определяемых величинами теплофизических характеристик системы для средних значений температур  $T_i$  и  $T_j$ , предпочтительно использовать для проектных расчетов на начальных этапах проектирования и при эксплуатации оборудования системы охлаждения. При вычислениях изменений температур  $T_j$  (топлива) и  $T_j$  (стенки емкости или антифриза в теплообменном устройстве) с использованием аналитического решения разработан алгоритм, основанный на методе последовательных приближений, при котором на начальном этапе задаются параметры окружающей среды, геометрические, массовые и теплофизические параметры теплообменника и емкости-хранилища, массовый расход жидкого азота, подаваемого в теплообменник, и средние значения температур  $T_j$  и  $T_j$ , которые на последующих этапах уточняются для выполнения операции охлаждения топлива за заданный промежуток времени. При этом для систем, в которых подача жидкого азота осуществляется в антифриз, в качестве ограничения задается минимальная температура для антифриза, достигаемая в конце процесса охлаждения (на 5...10 градусов выше температуры его замерзания из условия сохранения в жидком виде).

Численное решение позволяет уточнять изменение по времени и эффективность охлаждения КРТ по относительным затратам жидкого азота в зависимости от конструктивных параметров емкости-хранилища, ее тепловой изоляции и расхода жидкого азота, подаваемого на охлаждение топлива при выполнении поверочных и эксплуатационных расчетов спроектированной системы.

Достоверность разработанного подхода подтверждена сопоставлением расчетных, экспериментальных и натуральных значений температур и затрат жидкого азота на процессы охлаждения КРТ. Значения относительных погрешностей расчетных значений температур КРТ и затрат жидкого азота по сравнению с данными выполнения работ по охлаждению ракетных горючих РГ-1 и Т1 на стартовых комплексах «Морской старт» и «Союз-СТ» составили 3 % и 4 % соответственно, что свидетельствует об адекватности разработанного подхода. Сравнением подтверждено, что результаты аналитических и численных расчетов охлаждения КРТ хорошо согласуются между собой в пределах погрешности, не превышающей 1...2 %.

Данное обстоятельство позволяет рекомендовать применение аналитических расчетов характеристик систем охлаждения КРТ жидким азотом в каче-



стве проектных расчетов на этапе определения технического облика системы и определения наиболее предпочтительного варианта организации процесса охлаждения, а уточнение характеристик выбранного варианта с использованием численного расчета.

## Литература

- [1] Гончаров Р.А., Чугунков В.В. Определение параметров и режимов работы стартового оборудования по охлаждению углеводородного горючего перед заправкой в бортовые баки ракеты-носителя. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2012, № 5, с. 39–42.
- [2] Золин А.В., Чугунков В.В. Методика анализа теплообменных процессов компонентов ракетного топлива при выполнении операции заправки топливных баков ракеты на стартовом комплексе. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2012, № 12, с. 8–12.
- [3] Александров А.А., Денисов О.Е., Золин А.В., Чугунков В.В. Охлаждение ракетного топлива стартовым оборудованием с применением жидкого азота. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2013, № 4, с. 24–29.
- [4] Золин А.В., Чугунков В.В. Моделирование процессов температурной подготовки ракетного горючего в системе заправки стартового комплекса. *Аэрокосмический научный журнал*, 2015, № 6, с. 27–38.
- [5] Chugunkov V.V., Denisova K.I., Pavlov S.K. Effective models of using liquid nitrogen for cooling liquid media. *AIP Conference Proceedings*, 2019, vol. 2171, art. 200002. <https://doi.org/10.1063/1.5133360>
- [6] Александров А.А., Бармин И.В., Павлов С.К., Чугунков В.В. Исследование параметров теплообмена витого теплообменника в двухфазной среде. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Естественные науки*, 2019, № 3 (84), с. 22–33. <https://doi.org/10.18698/1812-3368-2019-3-22-33>
- [7] Александров А.А., Бармин И.В., Золин А.В., Чугунков В.В. Анализ эффективности охлаждения углеводородного топлива с использованием жидкого азота и комбинации рекуперативных теплообменников. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2020, вып. 3. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2020-3-1965>
- [8] Chugunkov V.V., Denisova K.I. Fuel cooling with liquid nitrogen in a tank with a built-in heat exchanger. *AIP Conference Proceedings*, 2021, vol. 2318, art. 100003. <https://doi.org/10.1063/5.0036228>
- [9] Александров А.А., Бармин И.В., Денисова К.И., Чугунков В.В. Показатели эффективности охлаждения топлива с использованием жидкого азота в емкостях со встроенными теплообменниками. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2021, № 3. <https://doi.org/10.18698/2308-6033-2021-3-2064>
- [10] Александров А.А., Бармин И.В., Денисова К.И., Золин А.В., Павлов С.К., Чугунков В.В. Характеристики охлаждения ракетного топлива жидким азотом в емкостях наземных комплексов с теплообменной рубашкой. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2022, № 3. <https://doi.org/10.18698/2308-6033-2022-3-2163>
- [11] Aleksandrov A.A., Barmin I.V., Denisova K.I., Chugunkov V.V. Increase the cooling efficiency of the fuel tanks with built-in heat exchangers using liquid nitrogen. *AIP Conference Proceedings*, 2023, vol. 2549, art. 110004. <https://doi.org/10.1063/5.011108>



УДК 621.6

## **Анализ технологий с гибкими нагревательными элементами для поддержания температурных режимов в цистернах со специальными жидкостями**

Сычев Илья Дмитриевич

suychevid@student.bmstu.ru

Кирьянова Александра Николаевна

kiryanova\_an93@mail.ru

Матвеева Ольга Петровна

matveevaop@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

*Обоснована возможность и представлен сравнительный анализ применения гибкой нагревательной сетки и греющего кабеля в качестве активного элемента термостатирования высококипящих специальных жидкостей в передвижных цистернах в сочетании с их теплоизоляцией. Показано, что основными достоинствами применения активных нагревательных элементов являются существенное сокращение продолжительности температурной подготовки жидкостей в зимний период, исключение внешних и внутренних теплообменных контуров с электронагревателями, а также необходимости в барботировании. Полученные выводы подтверждены математическим моделированием теплообменных процессов между жидкостью в емкости и внешней средой через стенки емкости, слой теплоизоляции и слой активных нагревательных элементов.*

**Ключевые слова:** термостатирование, специальные жидкости, нагревательная лента, греющий кабель, теплоизоляция, электропотребление

В настоящее время в составе передвижных заправочных средств ракетно-космических комплексов (РКК) широко используются автоцистерны с емкостями различной вместимости, транспортно-заправочные контейнеры (ТЗК) и контейнер-цистерны для высококипящих специальных жидкостей [1]. Преимуществом применения емкостей в составе ТЗК является удобство их перегрузки, складирования и транспортировки любым видом транспорта (железнодорожным, автодорожным и морским).

Заводская технология подготовки ТЗК перед отправкой на РКК предполагает температурную подготовку перевозимых высококипящих специальных жидкостей и операцию их насыщения (при необходимости). В процессе доставки на космодром необходимо поддерживать температурный режим и герметичность емкости ТЗК в широком диапазоне температур окружающей среды [2]. Температурные колебания жидкости в емкости ТЗК способствуют изменениям давления в газовой подушке и нарушению требуемой степени газонасыщения.

Некоторые специальные жидкости имеют высокие температуры замерзания, высокую теплоемкость, поэтому для их подогрева требуется внешнее теплообменное оборудование или внешние контуры и значительные мощности электропотребления. В данной работе предлагается в качестве емкостей

ТЗК использовать изотермические цистерны с автономным подогревом [3] на основе гибких нагревательных элементов. Это позволит поддерживать тепловой режим во время транспортировки и хранения высококипящих специальных жидкостей в зимний период, а также при выполнении технологических операций.

Инновационным решением является применение гибкой нагревательной ленты или саморегулирующегося низкотемпературного кабеля в качестве источника активного элемента, обеспечивающего автономный подогрев жидкости, в сочетании с теплоизоляционным слоем. При этом не потребуется насос и циркуляция жидкости через внешний контур с электронагревателем, а также подготовительно-заключительные операции с внешним контуром.

Гибкая нагревательная лента представляет собой композитный материал на основе синтетической нагревательной сетки, способной под воздействием электрического тока нагреваться в широком диапазоне температур. Данная технология обладает рядом преимуществ в сравнении с классическими резистивными кабелями, является надежной и пожаробезопасной [4]. Нагревательная сетка защищена изоляцией, имеет функцию самоблокировки и прерывание токопроводящей способности, что может быть использовано в качестве ограничителя температуры.

Альтернативным вариантом является применение саморегулирующегося низкотемпературного греющего кабеля [5]. Этот кабель в сравнении с резистивным прост в монтаже, не боится перегрева, допускает самопересечение линий укладки, устойчив к внешним температурным воздействиям, прочен. Мощность кабеля изменяется в зависимости от температуры, что обеспечивают экономию электропотребления. Вариант укладки и крепления греющего кабеля на поверхности цистерны требует его размещения на наружной поверхности емкости между слоями базальтового утеплителя, защищенного кожухом.

В результате математического моделирования процессов поддержания температуры жидкости в цистерне ТЗК с гибкими нагревательными лентами, а затем, с греющим кабелем обоснован выбор типов нагревательной ленты и греющего кабеля, определены шаг укладки и электропотребление нагревательными элементами при термостатировании. Показано, что потребляемая мощность системы, состоящей из нагревательных лент, меньше, чем мощность системы обогрева с саморегулирующимся нагревательным кабелем. Система с кабелями имеет значительные пусковые токи при подаче напряжения.

Оценка возможности применения предлагаемых технологий для равномерного нагрева внутренней поверхности емкости ТЗК включала подбор материала и толщины теплоизоляции для исключения пристенного нагрева высококипящей жидкости, исключения температурного расслоения по высоте емкости, а также для снижения суммарных теплотерь по длине и уменьшения электропотребления.

Таким образом, можно сделать вывод, что использование гибких нагревательных элементов для обеспечения автономного подогрева жидкостей в условиях транспортировки в изотермических цистернах ТЗК имеет ряд важных достоинств, нацеленных на поддержание стабильности требуемых характеристик высококипящих специальных жидкостей.

## Литература

- [1] Уманский С.П. *Ракеты-носители. Космодромы*. Москва, Изд-во Рестарт+, 2001.
- [2] Кирьянова А.Н., Матвеева О.П. Определение колебаний давления в газовой полости герметичных емкостей транспортно-заправочных контейнеров для ракетных топлив при температурных воздействиях. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2016, № 7, с. 1–13. <https://doi.org/10.18698/2308-6033-2016-07-1517>
- [3] *Виды автоцистерн для перевозки наливных грузов*. URL: [https://moscow.xn--80aaahpr6aegphgefgd9d.xn--p1ai/press-centr/stati/vse-pro-avtocisterny/vidi\\_avtocistern/](https://moscow.xn--80aaahpr6aegphgefgd9d.xn--p1ai/press-centr/stati/vse-pro-avtocisterny/vidi_avtocistern/) (дата обращения 11.11.2023).
- [4] Москалюк О.А., Кириченко С.О., Юдин В.Е. и др. *Электропроводящее композитное волокно и способ его получения и применения*. Патент № 2022117337 Российская Федерация, 2023.
- [5] *Саморегулирующийся кабель ALPHATRACE ATL-CP40*. URL: <https://obogrev-kabel.ru/product/alphatrace-atl-cp40> (дата обращения 06.11.2023).

УДК 621.9.047.7

## Электролитическая обработка стоков от нейтрализации продуктов сгорания энергонасыщенных материалов

Краснобаев Юрий Леонидович

ura776@yandex.ru

Мелешко Владимир Юрьевич

vladmelve@rambler.ru

Курылев Владислав Валерьевич

vladislavkurylev@gmail.com

Барышов Дмитрий Петрович

akademmy@mail.ru

*Военная академия РВСН имени Петра Великого*

*Показана возможность электролитической обработки стоков, получаемых при нейтрализации опасных продуктов сгорания энергонасыщенных материалов. Определены условия процесса электролиза, позволяющие проводить содержащих взвешенные частицы. Рассмотрены вопросы ресурсосбережения по отношению к получаемым при электролизе продуктам.*

**Ключевые слова:** электролитическая обработка, стоки, взвешенные вещества, коагуляция частиц, вторичные ресурсы

При испытаниях и ликвидации твердотопливных зарядов методом сжигания образуются экологически опасные продукты сгорания. Устранить загрязнение атмосферного воздуха позволяет применяющаяся в настоящее время обработка продуктов сгорания водными нейтрализующими растворами [1, 2]. При этом образуются сточные воды, степень опасности которых, в некоторых случаях, может быть даже выше, чем загрязнителей в воздухе.

Основным загрязнителем стоков является хлорид натрия, концентрация которого может достигать 0,24 М. При наличии в составе сжигаемых веществ металлов, например, алюминия, в сточные воды также попадает значительное количество взвешенных частиц, в основном, в виде оксида алюминия.

Данные взвешенные частицы характеризуются высокой дисперсностью. Диаметр частиц составляет от сотен нанометров до сотен микрометров [3, 4]. Общим недостатком способов очистки сточных вод от взвешенных частиц, в том числе фильтрацией или отстаиванием, является сложность улова частиц данного размера. Такие частицы обладают большой потенциальной опасностью из-за высоких значений удельной поверхности и поверхностной активности. При попадании в окружающую среду происходит распространение данных частиц по открытым и подземным водным путям на большие расстояния с загрязнением водоемов и грунтовых вод. Поэтому должен быть исключен сброс сточных вод, загрязненных высокодисперсными взвешенными частицами в канализационные системы и окружающую среду. Это возможно путем электролитической обработки стоков.

При этом важным является вопрос определения условий электролиза, в том числе выбор материалов электродов. При использовании алюминия

в качестве анода при электролизе образуется коагулянты, которые интенсифицируют осаждение взвешенных частиц.

Способ обработки стоков, образующихся при сжигании энергонасыщенных материалов, включает предварительный этап подачи стоков в виде водного раствора хлорида натрия, содержащего твердую фазу в виде частиц оксида алюминия, в отстойник. После осаждения частиц размером 10 мкм и более водный раствор хлорида натрия с высокодисперсными взвешенными частицами дозированно подается в электролизер с алюминиевым анодом и инертным графитовым катодом. При использовании графита уменьшается количество побочных реакций на катоде.

Электролитическая обработка раствора хлорида натрия со взвешенными высокодисперсными частицами оксида алюминия осуществляется в постоянном электрическом поле при плотности тока 0,010–0,065 А/см<sup>2</sup> и напряжении 10–30 В в течение 30 минут. При этом происходит коагуляция высокодисперсных частиц оксида алюминия образующимся при растворении анода хлопьеобразным гидроксидом алюминия. Получаемая твердая фаза отделяется от жидкости в центрифугах.

Очищенный от взвешенных частиц раствор хлорида натрия может найти применение в качестве вторичного ресурса. Например, для получения раствора гипохлорита натрия или концентрированного солевого раствора, которые могут быть использованы в качестве антисептического и дезинфицирующего растворов или в различных отраслях промышленности соответственно.

Просушенная смесь частиц оксида алюминия и гидроксида алюминия повторно применима при сжигании энергонасыщенных материалов, например, качестве наполнителя защитного абляционного покрытия, используемого для защиты конструктивных элементов стенда сжигания от воздействия высокотемпературных продуктов сгорания.

Таким образом, электролитическая обработка стоков, получаемых при нейтрализации опасных продуктов сгорания энергонасыщенных материалов, позволяет минимизировать негативное воздействие на окружающую среду, а также получить востребованные на рынке вторичные ресурсы.

## Литература

- [1] Бурдюгов С.И., Корепанов М.А., Кузнецов Н.П., Кургузкин Н.П., Мелешко В.Ю., Мокрушин Б.С., Поник А.Н., Тененев В.А., Тухватуллин З.А. *Утилизация твердотопливных ракетных двигателей (РДТТ)*. Москва-Ижевск, Регулярная и хаотическая динамика, 2008.
- [2] Мелешко В.Ю., Краснобаев Ю.Л. *Технические аспекты утилизации энергонасыщенных материалов*. Балашиха, ВА РВСН, 2023.
- [3] Мелешко В.Ю., Закариев Г.З., Краснобаев Ю.Л., Павловец Г.Я., Златкина В.Л., Константинова М.А. Исследование оксида алюминия, получаемого при сжигании твердотопливного заряда. *Внутрикамерные процессы и горение в установках*

- на твердом топливе и ствольных системах «ИСОС-2014». 8 Всерос. конф.: сб. тр.* Ижевск, Институт механики УО РАН, 2014, с. 231–236.
- [4] Мелешко В.Ю., Закариев Г.З., Краснобаев Ю.Л., Федосеев С.А., Павловец Г.Я., Златкина В.Л. Исследование оксида алюминия, получаемого при сжигании твердотопливных зарядов. *Фундаментальные основы баллистического проектирования. 4 Всерос. науч.-техн. конф.: сб. тр.* Санкт-Петербург, БГТУ «Военмех», 2014.

УДК 629.78+624.072.21

## Многопараметрический анализ конструкций балочных стрел подъемно-установочных агрегатов для ракет космического назначения

Зверев Вадим Александрович

zverev\_va@bmstu.ru

Игрицкий Владимир Александрович

igritsky\_v\_a@bmstu.ru

Языков Андрей Владиславович

andr\_yaz@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

*Предложен алгоритм выбора конструктивных параметров балочных стрел на начальных этапах проектирования наземного установочного оборудования и его программная реализация*

**Ключевые слова:** балка, жесткость, стартовый комплекс, стрела, установочный агрегат

Балочные конструкции стрел подъемно-установочных агрегатов (ПУА) и транспортно-установочных агрегатов (ТУА) для ракет космического назначения (РКН) широко применяются в отечественной практике. В частности, по такой схеме выполнены стрелы ТУА для РКН «Союз-2», «Ангара», «Зенит», стационарных ПУА для РКН «Протон» и «Циклон»[1, 2].

Балочные стрелы представляют собой относительно простые в изготовлении конструкции, силовая схема которых состоит из одной или нескольких продольных балок, в основном работающих на изгиб. В случае применения нескольких продольных балок они в нескольких местах соединяются друг с другом поперечными балками.

При всей простоте конструктивного исполнения балочных стрел существует определенная сложность в выборе их рационального поперечного сечения, переменного по длине стрелы. С увеличением длины стрелы, для удовлетворения требований по прочности и жесткости, приходится увеличивать размеры поперечного сечения балки, что влечет за собой увеличение массы стрелы. Как следствие, основными нагрузками на стрелу могут стать нагрузки от ее собственного веса. Ручной подбор параметров поперечных сечений балки с использованием эмпирических зависимостей или применение аналогий с существующими агрегатами, как правило, являются малоэффективными и достаточно трудоемкими.

Производительность современных ПЭВМ позволяет за обозримое время на упрощенных конечноэлементных моделях стрелы перебрать большое число комбинаций геометрических параметров стрелы и выбрать наиболее рациональные поперечные сечения балок стрелы и изменение их параметров по длине стрелы.

Стержневая модель стрелы создается в соответствии с методом конечных элементов [3, 4]. Модель имеет ограниченное количество узлов, соединенных

стержневыми конечными элементами поперечного коробчатого сечения. Толщины горизонтальных полок и боковых стенок, а также ширина сечения по длине стрелы остаются постоянными, высота сечения может изменяться. Задача решается в двухмерной постановке. Таким образом, число обобщенных координат в модели стрелы не превышает нескольких десятков.

В качестве нагрузки рассматривается нагрузка от веса блоков РКН, а также собственный вес стрелы.

В модели в заданных диапазонах с определенным шагом перебираются комбинации характеристик сечений балки (ширина, высота, толщина боковых стенок и полок) по длине стрелы. Общее количество рассматриваемых комбинаций может достигать десятков и сотен тысяч. Однако, ввиду малой размерности модели, время расчета не превышает нескольких часов.

После окончания расчета среди полученных результатов выбираются параметры сечений, удовлетворяющие требованиям по жесткости, массе и технологичности конструкции стрелы. Выбранные варианты проверяются на более подробных моделях.

Описанный алгоритм действий реализован в виде прикладного программного обеспечения (ПО) для ПЭВМ, позволяющего задавать исходные данные по массово-габаритным характеристикам РКН, диапазонам и шагам перебора геометрических параметров стрелы, производить анализ полученных результатов и составлять расчетные схемы для более подробного анализа выбранных вариантов конструкции стрелы.

Представляется, что разработанное ПО позволит упростить и ускорить процесс выбора конструктивных параметров стрел на этапах разработки технического предложения и эскизного проектирования установочного оборудования для перспективных РКН, а также может быть полезно для студентов профильных специальностей при выполнении курсового проектирования и выпускной квалификационной работы.

## Литература

- [1] Бармин И.В. и др. *Технологические объекты наземной инфраструктуры ракетно-космической техники. Кн. 2*. Москва, Полиграфик РПК, 2006.
- [2] Бирюков Г.П., Манаенков Е.Н., Левин Б.К. *Технологическое оборудование отечественных ракетно-космических комплексов*. Москва, Рестарт, 2012.
- [3] Сегерлинд, Ларри Дж. *Применение метода конечных элементов*. Москва, Мир, 1979.
- [4] Бате К., Вилсон Е. *Численные методы анализа и метод конечных элементов*. Москва, Стройиздат, 1982.





**Секция 13. БАЛЛИСТИКА, АЭРОДИНАМИКА  
ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ И УПРАВЛЕНИЕ  
КОСМИЧЕСКИМИ ПОЛЕТАМИ**

---



УДК 533+629.7:4+592

## Аэродинамика ракетной каретки при взаимодействии сверхзвуковой струи ракетного двигателя твердого топлива с полотном рельсового испытательного стенда

Горяйнов Виктор Александрович

dvit79797@gmail.com

РУТ (МИИТ)

*На базе феноменологической модели «многожидкостной» среды, как основе современного математического моделирования аэрогазодинамических процессов, рассматривается истечение сверхзвуковой струи из суперэллиптического сопла маршевого ракетного двигателя твердого топлива (РДТТ) в полуограниченное пространство с подвижными стенками. Представлены результаты численного моделирования аэродинамики ракетной каретки с разгонным двигателем при взаимодействии тормозной струи с движущимся полотном рельсового стенда. Приводятся пространственные конфигурации изолиний числа Маха в почти прямоугольных соплах. Профилирование сопел обеспечивало умеренное жгутование конденсированной фазы. Использованы, в том числе получившие широкое распространение, CAD-CAE технологии. Продемонстрирована технологичность и эффективность струйного способа торможения для рельсового стенда разгона ракетных кареток, как альтернативе аэродинамической трубе.*

**Ключевые слова:** аэродинамика ракетной каретки, рельсовый стенд отработки стабилизаторов, разгонный РДТТ, суперэллиптическое сопло, сверхзвуковая струя, модель «многожидкостной» среды, цифровые CAE-технологии

В работе рассматривается аэродинамика ракетной каретки при взаимодействии сверхзвуковой струи ракетного двигателя твердого топлива (РДТТ) с продольной плоской стенкой рельсового испытательного стенда [1] в условиях неподвижного стапеля и при расположении двигательной установки на железнодорожной платформе, не ограниченной в продольном перемещении. Рельсовый стенд для разгона ракетных кареток применяется для испытаний аэродинамических органов управления натуральных ракет с прожигом их двигателей и отработки отбрасываемых элементов, в частности, путем срабатывания пиропатронов, что недопустимо в аэродинамической трубе. Из-за ограниченности наземного ракетного трека остро стоит задача сокращения тормозного пути высокоскоростной платформы-каретки, что можно достичь за счет противотяги разгонной ДУ или отдельного тормозного двигателя.

Двигатели с эллиптическими и прямоугольными соплами имеют ряд преимуществ при применении в ракетно-космической технике в качестве маршевых ДУ, ракетных ускорителей, в частности, для воздушного старта и др. специальных задач. Приводятся результаты расчета двухфазной газодинамики «плоского» сопла на основе модели многоскоростной, многотемпературной среды [2]. Проиллюстрированы поверхности раздела фаз продуктов сгорания твердого топлива при пересечении с продольными плоскостями симметрии и поперечными сечениями сопел. В дозвуковой части сопла во входном его

сечении поверхность раздела фаз совпадает с контуром сопла, далее по течению происходит жгутование частиц, вызванное их инерционным отставанием.

Исследована деформация звуковой поверхности в окрестности критического сечения сопла, конфигурация которой существенно влияет на течение в сверхзвуковой части сопла. Специальным профилированием удастся обеспечить умеренное жгутование конденсированной фазы при весовой доле частиц 10 % ( $\chi = 0,1$ ). В результате истечения продуктов сгорания из сопла, горизонтально ориентированного двигателя, аэродинамика ракетной каретки осложняется распространением сверхзвуковой струи вдоль полотна дороги. Приводятся конфигурация линий тока, поля скоростей, давления и температур при определенных режимах истечения для случаев неподвижного стапеля и двигающейся железнодорожной платформы. Анализируется ударно-волновая структура течения. Взаимодействие сверхзвуковой струи с высокоскоростным дозвуковым потоком, вызванным движением платформы приводит к сложной пространственной конфигурации скачков уплотнения. Дополнительное влияние близко расположенной поверхности полотна дороги вызывает отклонение направления распространения сверхзвуковой струи от оси сопла.

Наиболее подробные расчеты взаимодействия сверхзвуковой струи со встречным набегающим потоком с учетом движения полотна дороги относительно среза сопла, выполненные на многоядерном компьютере, представлены на сетках 35–40 миллионов ячеек. Показана картина течения и распределение давления вдоль полотна дороги, вызванное сложным взаимодействием сверхзвуковой струи с дозвуковым потоком вблизи твердой поверхности. Продемонстрирована технологичность и эффективность струйного способа торможения для рельсового стенда разгона ракетных кареток.

Полученные результаты могут быть использованы для решения специальных задач применения ракетных двигателей, в частности, как альтернатива крыловому способу торможения разгонной каретки [3] и в народнохозяйственных целях, в частности, для разработки струйного способа торможения высокоскоростных поездов [4], который может обеспечить очень короткий тормозной путь в экстренных ситуациях.

## Литература

- [1] Сафронов Л.К., Мансуров С.Н., Воротынцева И.В. и др. *Рельсовый стенд для разгона ракетных кареток*. Патент № RU98584U1 РФ, 2010.
- [2] Васенин И.М., Глазунов А.А., Кувшинов Н.Е. и др. Моделирование двухфазных течений в каналах и соплах. *Изв. вузов. Физика*, 1992, № 8, с. 71–82.
- [3] Волков В.Т., Ватутин Н.М., Колтунов В.В., Фурсов Ю.С. Методы регулирования скорости разгонной каретки в процессе динамических испытаний на ракетном треке. *Известия Российской академии ракетных и артиллерийских наук*, 2021, № 3, с. 122–129.
- [4] Горяинов В.А. Математическое обеспечение применения струйных технологий на транспорте. *Цифровая трансформация транспорта: проблемы и перспективы: Матер. междунар. науч.-практ. конф.* Москва, Российский университет транспорта, 2022, с. 288–299.

УДК 629.7

## Особенности организации информационного обмена с малогабаритным инерциальным навигационным модулем типа ТСКЯ

Солотин Никита Алексеевич

fbdfbd33714@gmail.com

Колесникова Дарья Сергеевна

kds@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

*В настоящее время существует множество задач, связанных с осуществлением высокоточных навигационных измерений, выполняемых полностью автономными средствами, установленными на борту летательного аппарата. При проектировании систем навигации, основанных на эксплуатации устройств, обеспечивающих подобные измерения, достаточно важными являются стендовые испытания. На примере малогабаритного инерциального навигационного модуля типа ТСКЯ можно рассмотреть особенности стендовой эксплуатации таких устройств, последовательность приема, преобразования, передачи и хранения телеметрии.*

**Ключевые слова:** БИНС, микроэлектромеханическая система

**Введение.** Разработка стендового макета бесплатформенной инерциальной навигационной системы (БИНС) включает в себя ряд задач, связанных с обработкой телеметрии в реальном режиме времени. При этом одной из наиболее значимых является задача построения информационного обмена с датчиками, входящими в состав измерительной системы.

**Состав макетного стенда.** Макет БИНС состоит из неподвижной части и механизма перемещения комплекса датчиковой аппаратуры (КДА). Одним из датчиков КДА является малогабаритный инерциальный навигационный модуль (МИНМ) [1], который функционально представляет собой курсовертикаль (определение кажущихся ускорений и угловых скоростей) и бесплатформенную инерциальную навигационную систему (БИНС) со встроенным магнитометром. Внутренние акселерометры и гироскопы МИНМ работают по принципу микроэлектрических механических систем. Также у данного модуля есть возможность подключения GNSS-модуля, для повышения точности определения координат в режиме БИНС. Связь с МИНМ обеспечивается по протоколу SPI, в котором он является ведомым устройством.

**Материалы и методы.** Для реализации информационного обмена в представленной реализации сформировано программное обеспечение для микроконтроллера ESP8266 [2], исполняющего суррогативную роль бортовой цифровой вычислительной машины, которое оснащено следующим функционалом:

1. Подключение и последующее считывание ускорений и угловых скоростей с модуля МИНМ. Считывание производится с максимально возможной частотой, так как этого требуют условия эксперимента. Каждый полученный

с информационный пакет с навигационного модуля записывается в EEPROM память (32 Кб).

2. Считывание записанной телеметрической информации из EEPROM памяти и последующая ее передача по принятому протоколу обмена на удаленный сервер.

**Выводы.** Применение БИНС в составе бортового оборудования летательного позволит обеспечить высокую степень автономности в условиях полета [3]. В настоящей работе продемонстрирована возможность создания моделирующего особенности функционирования БИНС в движении стенда и приведены особенности его реализации.

Устройства МИНМ, обладающие высокими показателями точности, надежности и помехозащищенности, имеют большие перспективы для дальнейшего развития и широкого распространения [3, 4].

### Литература

- [1] АО «ПКК «Миландр». Спецификация ТСКЯ.468389.007.1. Миниатюрный инерциальный навигационный модуль. Версия 0.7 от 2022 г.
- [2] Тимошенко С.П. *Технология монтажа микро-электромеханических систем (МЭМС)*. URL: <http://miet.ru/> (дата обращения 10.12.2023).
- [3] Ашмарин В.В., Миронов П.Н. Перспективы развития микрогабаритных датчиков и вычислительных компонентов ИСУ БЛА. *Известия ТулГУ. Технические науки*, 2020, вып. 1.
- [4] *MTMicrosystems. MSA1000D MEMS Accelerometers*. URL: [http://mtmems.com/en/product\\_view.asp?id76](http://mtmems.com/en/product_view.asp?id76) (дата обращения 10.12.2023).

УДК 629.7

## **Интеллектуализированная система контроля, диагностики и прогнозирования состояния бортовых систем космических аппаратов с использованием искусственных нейронных сетей**

Румянцев Никита Владиславович

rumancevnikita39@gmail.com

Павлов Дмитрий Владимирович

dmitripavlov@inbox.ru

ПАО «РКК «Энергия»

*Описана интеллектуализированная система контроля, диагностики и прогнозирования состояния бортовых систем КА, основанная на использовании искусственных нейронных сетей (ИНС). Показана структура системы, где в реальном масштабе времени реализуются три основных процесса анализа поступающей с борта КА телеметрической информации (ТМИ): выявление аномалий в работе бортовых систем и агрегатов, определение расчетных нештатных ситуаций и прогнозирование оставшегося времени службы оборудования, технические характеристики которых подвержены естественной деградации. Такая структура представляет собой универсальную платформу для создания систем контроля состояния различных по функциональному назначению бортовых систем и агрегатов.*

**Ключевые слова:** космический аппарат, интеллектуализированная система, управление полетом, искусственный интеллект, искусственные нейронные сети

Надежность управления полетом космическими аппаратами (КА) зависит от принятия качественных и оперативных решений по выдаче командных воздействий на борт КА. Практика показывает, что в ряде случаев только выдача команд немедленного исполнения позволяет предотвратить развитие опасных ситуаций. Надежность решения таких задач повышается при использовании интеллектуализированной системы в составе наземного комплекса управления, применение которой направлено на ускорение процессов выявления нештатных режимов работы бортовых систем и уменьшение влияния «человеческого фактора».

В работе рассматривается интеллектуализированная система контроля, диагностики и прогнозирования состояния КА, основанная на вычислительном интеллекте с использованием методов глубокого обучения искусственных нейронных сетей. Предлагаемая интеллектуализированная система представляет собой информационно-вычислительную систему с интеллектуальной поддержкой при решении задач управления с участием специалиста (оператора), лица принимающего решение. Интеллектуализированные системы в своей основе имеют гибридный интеллект. Термин «гибридный интеллект», который в последнее время используется в научных публикациях, имеет два определения: первый, определяет «гибридный интеллект», как симбиоз искусственного интеллекта и естественного интеллекта, и второй, определяет «гибридный интеллект», как комбинацию различных методов искусственного интеллекта.

В этом отношении к рассматриваемой интеллектуализированной системе применимы одновременно оба определения.

В практике нейросетевых технологий для решения задач с малой вероятностью появления аномалий используют автоэнкодер [1–4]. В представленной системе для выявления аномалий используется разработанный LSTM (Long short-term memory) автоэнкодер осуществляющий сжатие входных данных для представления их Latent-Space (скрытое пространство признаков и состояний). Данная нейронная сеть обучается на наборе данных номинальных режимов работы бортовой системы. На этом этапе обучения автоэнкодер учится кодировать ключевые характеристики и закономерности данных, фиксируя базовые шаблоны, определяющие нормальное рабочее поведение. Этот процесс обучения позволяет автоэнкодеру построить компактное и информативное представление состояния бортовых систем космического корабля. Затем код передается в декодировщик, чтобы попытаться восстановить исходные данные из этого кода. Автоэнкодер обучается таким образом, чтобы минимизировать потери информации при восстановлении данных. После восстановления данных из кода автоэнкодер сравнивает восстановленные данные с исходными данными. Оценка разницы между ними позволяет определить, насколько хорошо автоэнкодер восстанавливает данные номинальных режимов работы бортовой системы. Для обнаружения аномалий устанавливается пороговое значение. Если ошибка восстановления (разница между исходными и восстановленными данными) превышает этот порог, данные считаются аномальными.

Диагностика (определение типа нештатной ситуации) осуществляется с помощью ИНС классификации. При выявлении аномалии инициализируется запуск классификатора. Предполагается, что вероятности возникновения разных типов нештатных ситуаций соизмеримы, что является предпосылкой для корректной работы ИНС классификации. Главное преимущество нейронных сетей классификации заключается в их способности автоматически извлекать признаки из данных, что позволяет им обучаться на разнообразных и сложных задачах классификации. Для определения типа нештатной ситуации предлагается использовать ИНС с использованием сверточных слоев LSTM-CNN (Convolutional Neural Network). Этот подход позволяет учитывать, как пространственные, так и временные зависимости в данных. Нейронная сеть обучается на обучающем наборе данных с использованием методов оптимизации, таких как стохастический градиентный спуск или его вариации. В процессе обучения модель настраивает свои параметры (веса и смещения) таким образом, чтобы минимизировать функцию потерь, которая измеряет разницу между предсказаниями модели и истинными метками классов.

В системе предусмотрена возможность прогнозировать отказ составных частей КА, связанный с деградацией. Для этих целей также используется LSTM автоэнкодер, но обученный извлекать временные зависимости из исторических данных, эти зависимости используются для прогнозирования бу-



дущих значений временного ряда. Система прогнозирует отказ составных частей и передает рассчитанное время отказа агрегата для дальнейшего анализа оператору.

Внедрение интеллектуальных технологий является одним из основных направлений совершенствования процесса управления полетом КА. В работе предложена интеллектуализированная система повышающая надежность управления и скорость принятия решений по выдаче командных воздействий. Заложенные в систему методы контроля, диагностики и прогнозирования дают возможность принятия оперативных решений, в том числе в условиях быстро меняющихся ситуаций с КА и в условиях неопределенности. Использование в системе эвристических алгоритмов позволяет извлекать из поступающих ТМП неочевидные знания о функционировании и взаимовлиянии составных частей КА.

### Литература

- [1] Qu C. et al. Predictive anomaly detection for marine diesel engine based on echo state network and autoencoder. *Energy Reports*, Elsevier Ltd, 2022, vol. 8, pp. 998–1003.
- [2] Wang H. et al. Anomaly detection for hydropower turbine unit based on variational modal decomposition and deep autoencoder. *Energy Reports*, Elsevier Ltd, 2021, vol. 7, pp. 938–946.
- [3] Malhotra P. et al. Long short term memory networks for anomaly detection in time series. *23rd European Symposium on Artificial Neural Networks, Computational Intelligence and Machine Learning, ESANN 2015At*. Bruges, Belgium, 2015.
- [4] Hundman K. et al. Detecting spacecraft anomalies using LSTM and nonparametric dynamic thresholding. *Proceedings of the 24th ACM SIGKDD International Conference on Knowledge Discovery & Data Mining*, 2018.

УДК 629.7

## Подход к построению алгоритмов деформации управляющих полей

Колесникова Дарья Сергеевна kds@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

*Совершенствование интеллектуальных систем управления невозможно без использования современных мощных бортовых вычислителей, позволяющих в режиме реального времени осуществлять достаточно объемные вычисления и обеспечивать выработку команд управления, формируемых на основе разнотипных управляющих полей. Одной из важных особенностей управляющих полей является предсказуемость их конфигурации в зависимости от изменяющихся окружающих условий, наличия возмущений, воздействия помех как природного происхождения, так и искусственно созданных противником. Именно эта особенность позволяет выдвинуть иной принцип управления, отличающийся от классических представлений.*

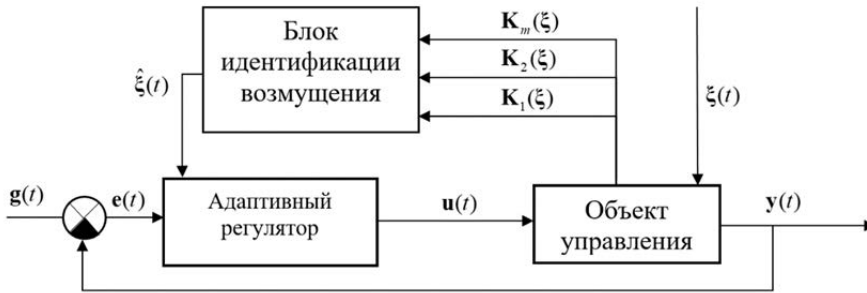
**Ключевые слова:** поля управления, деформация полей управления

**Введение.** Как правило, построение систем управления движущимися объектами проводится для идеальных случаев, после чего разработанные алгоритмы проходят адаптацию для обеспечения качественного функционирования при наличии различных возмущений. Устойчивой и качественной работе таких систем способствуют не какие-либо особенности алгоритмического обеспечения, а наличие обратных связей, позволяющих компенсировать ошибки, причина которых порой остается неизвестной. Такие системы всегда обладают определенным запаздыванием, так как устраняют уже появившуюся ошибку [1–3]. В ряде случаев при наличии заранее предсказуемых возмущений используются специальные блоки, нивелирующие возмущения. Они позволяют компенсировать возмущения без запаздывания, но абсолютно непригодны при изменении характера и даже уровня возмущения [3]. Подходы, сформированные еще на заре развития автоматических систем в XVIII–XIX вв. успешно применяются и сегодня, но требования по нанесению эффективного удара по объектам противника, обладающего современным высокотехнологичным противоракетным оружием, средствами радио-электронной борьбы и, возможно, имеющего превосходство в ударном вооружении, делают актуальной задачу по построению таких систем управления, которые будут основаны на иных принципах и позволят выполнить поставленную боевую задачу.

**Формализация управляющих полей.** Управляющие поля — виртуально образованные структуры данных, распределенные таким образом, что их анализ возможен с использованием математического аппарата теории поля. Построение управляющих полей возможно осуществлять на борту летательного аппарата на основе различных наборов исходных данных.

Управляющие поля обладают определенной степенью восприимчивости к внешним и внутренним возмущениям. Осуществление коррекции при наличии возмущений в системе при использовании управляющих полей реализуется путем изменения или «деформации» их структуры. Данные действия схожи с искажением физических полей при воздействии каких-либо сторонних объектов, например, при внесении в магнитное поле магнетика. Таким образом, основной задачей становится определение простых и эффективных механизмов деформации управляющего поля.

**Подходы к решению задачи.** Данную задачу можно решать несколькими способами. Самым простым из них является измерение на борту движущегося объекта какого-либо параметра или группы параметров, которые будут являться индикаторами возмущения, в зависимости от изменения и скорости изменения которых вводится закон деформации управляющего поля (см. рисунок).



Функциональная схема управления при наличии одного возмущения:  
 $g(t)$  — задающее воздействие,  $u(t)$  — управляющее воздействие,  $y(t)$  — выходной сигнал,  $\xi(t)$  — возмущение на объект управления,  $[K_1(\xi), K_2(\xi), \dots, K_m(\xi)]$  — индикаторы возмущения,  $\hat{\xi}(t)$  — оценка возмущения  $\xi$

Адаптивный регулятор, согласно рассчитанной оценке возмущения, определяет параметры деформированного управляющего поля и по значению текущего «вектора напряженности поля» выдает сигнал управления.

Наиболее значимым с точки зрения развития интеллектуальных систем управления является анализ расхождения управляющих команд, сформированных различными полями управления (в зависимости от типа индикатора) [3]. Каждое из них обладает индивидуальной восприимчивостью к возмущениям, а значит, исходя из расхождения команд управления, возможно также сформировать законы деформации управляющих полей. В этом случае, возможно, провести аналогию с удержанием летательного аппарата на линии равных сигналов при лучевом наведении [2, 3].

Для полного решения задачи необходимо рассмотреть бесконечное количество возмущений и, соответственно, определить механизмы деформации

управляющих полей, рассмотрев чувствительность поля к каждому виду возмущений.

На первый взгляд кажущаяся нереальность данной задачи превращает ее в чисто теоретическую и абстрактную. Но применение методов машинного обучения позволяет приблизиться к ее решению, несомненно ограничив возмущающие воздействия объективно влияющими на движение летательного аппарата. Разделив их на различные категории, связанные с их инерционностью и, тем самым, выявив наиболее сложно идентифицируемые, возможно сформировать оценочный подход, позволяющий получить качественное решение поставленной задачи.

### **Литература**

- [1] Пупков К.А., Фалдин Н.В., Егупов Н.Д. *Методы синтеза оптимальных систем автоматического управления*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2000, 512 с.
- [2] Абгарян К.А. Матричное исчисление с приложениями в теории динамических систем. Москва, Вузовская книга, 2008, 651 с.
- [3] Бесекерский В.А., Попов Е.П. *Теория систем автоматического управления*. Санкт-Петербург, Профессия, 2007, 747 с.

УДК 629.7

## Программный комплекс прототипирования и моделирования космических систем

Арувелли Сергей Витальевич<sup>1</sup>

saruvelli@gmail.com

Гуреев Павел Сергеевич<sup>1</sup>

p.gureev@1440.space

Иванов Сергей Геннадьевич<sup>2</sup>

sg.ivanov@bmstu.ru

<sup>1</sup> ООО «Бюро 1440»<sup>2</sup> МГТУ им. Н.Э. Баумана

*Описан опыт разработки программного комплекса для моделирования космических систем, который позволяет выполнять комплексные численные расчеты, охватывающие различные аспекты космических миссий, такие как: определение общего облика КА и целевой космической системы; баллистические расчеты и взаимодействие с наземным сегментом; моделирование функционирования группировки КА; прототипирование отдельных приборов; разработка и оптимизация алгоритмов определения ориентации и управления; моделирование отдельных частей наземного сегмента; моделирование движения аппаратов с учетом динамики подвижных частей и упругих колебаний конструкций; возможность моделирования и проведения наземной экспериментальной отработки в режимах hardware-in-the-loop (HIL) и software-in-the-loop (SIL). Отмечена ключевая роль модельно-ориентированного подхода к проектированию бортовой системы управления и необходимость максимальной автоматизации тестов и испытаний при разработке спутниковых группировок. Корректность моделей и используемых подходов подтверждена в ходе летной отработки спутниковой группировки миссии «Рассвет-1». Разработанный инструмент предоставляет исследователям и инженерам широкие возможности для анализа и оптимизации космической системы. Продолжается активное развитие комплекса для дальнейшего применения при разработке последующих миссий и целевой космической системы*

**Ключевые слова:** моделирование, спутниковая группировка, космические аппараты, система управления движением

С целью создания коммерческого сервиса спутникового широкополосного доступа (ШПД) в интернет, который будет работать на низких орбитах, с высокими скоростями и минимальными задержками передачи данных компанией Бюро 1440 была запущена миссия «Рассвет-1», направленная на проведение орбитальных экспериментов, валидации ключевых технологий и получения летной квалификации [1–5]. Спутниковая группировка из трех космических аппаратов была выведена на орбиту 27 июня 2023 г. На конец сентября 2023 г. завершена программа летной отработки и выполнены все основные цели миссии — обеспечен доступ в интернет абонента и совершен интернет-звонок посредством межспутниковой линии связи спутниковой группировки, отработана передача данных через межспутниковую линию связи, проведены испытания двигательных установок, отработаны орбитальные маневры как с помощью двигателей, так и с помощью аэродинамическо-

го торможения. Спутники находятся в стадии активной эксплуатации и проведения летных экспериментов, включающих отработку задач предстоящих новых экспериментальных миссий.

Для того чтобы космическая система выполняла свою задачу по обеспечению высокоскоростного дуплексного обмена данными шлюз-спутник, спутник-спутник и спутник-абонент с целью доступа абонента в интернет, необходимо, чтобы система управления движением обеспечивала автономное управление аппаратами, оценку ориентации и положения с необходимой точностью и надежностью как на освещенной части орбиты, так и в тени. Следовательно, существует потребность в надежных инструментах для разработки и тестирования алгоритмов, бортового программного обеспечения (ПО) и составных частей системы управления движением с полным контролем над ними.

Существует достаточно большое количество программных продуктов, позволяющих моделировать с той или иной степенью точности движение КА и их функционирование. Однако при разработке глобального сервиса спутникового широкополосного доступа в интернет требуется максимальный контроль над технологиями и снижение финансовых издержек и рисков, связанных с разработкой и поддержкой продуктов, завязанных на контрагентов.

В рамках работ над миссией был разработан программный комплекс для моделирования космических систем, позволяющий проводить моделирование как отдельных аппаратов, так и группировок КА с использованием моделей движения и подсистем КА, окружающей среды и наземного сегмента различной степени точности и детализации. Комплекс ориентирован на специалистов, поэтому интерфейс выстроен на использовании скриптов. Имеется совместимость с популярными средствами визуализации космических миссий.

Программный комплекс состоит из следующих модулей:

- баллистический модуль;
- модуль углового движения КА;
- модели окружающей среды и внешних возмущений;
- модели датчиков;
- модели исполнительных органов;
- имитатор бортового компьютера;
- модели подсистем КА;
- модели наземного комплекса;
- модуль для исследований и инженерных расчетов с автоматической генерацией отчетов;
- модуль тестов;
- служебные (вспомогательные) модули.

Комплекс предоставляет следующий набор функциональных возможностей:

- моделирование космических систем и спутниковых группировок;
- исследования и системные расчеты, связанные с обликом, проектными параметрами целевой космической системы, отдельных аппаратов и компоновкой приборов КА;

- баллистические расчеты и взаимодействие с наземным сегментом;
- расчет орбитального движения КА и параметров окружающей среды;
- определение динамики углового движения КА;
- прототипирование и реализация бортовых алгоритмов различных приборов;
- определение динамики КА, состоящих из произвольного количества элементов (многодельная система);
- расчеты, связанные с динамикой упругих колебаний конструкций КА;
- синтез законов управления движением КА;
- расчет энергобаланса на борту;
- моделирование и анализ режимов работы КА, включая переходные процессы;
- моделирование динамики разделения спутниковых группировок с учетом особенностей конструкции системы разделения;
- моделирование в режимах hardware-in-the-loop (HIL) и software-in-the-loop (SIL).

С помощью программного комплекса были разработаны и оптимизированы алгоритмы управления движением, встраиваемое ПО и бортовые приборы КА «Рассвет-1», прошедшие наземную и летную отработку в рамках миссии.

## Литература

- [1] Компания «ИКС холдинга» успешно вывела на орбиту три космических аппарата связи. ТАСС. URL: [tass.ru/kosmos/18173397](https://tass.ru/kosmos/18173397) (дата обращения 07.11.2023).
- [2] В России состоялся первый сеанс видеосвязи с территорией без покрытия сотовых сетей. ТАСС. URL: [tass.ru/ekonomika/18528731](https://tass.ru/ekonomika/18528731) (дата обращения 07.11.2023).
- [3] «Бюро 1440» планирует запустить сервис спутникового интернета в эксплуатацию в 2027 году. ТАСС. URL: [tass.ru/ekonomika/18529021](https://tass.ru/ekonomika/18529021) (дата обращения 07.11.2023).
- [4] Бюро 1440 успешно запустила испытательную миссию «Рассвет-1». ИКС Холдинг. URL: [x-holding.ru/news/byuro-1440-uspeshno-zapustila-ispysatelnuyu-missiyu-rassvet-1-](https://x-holding.ru/news/byuro-1440-uspeshno-zapustila-ispysatelnuyu-missiyu-rassvet-1-) (дата обращения 07.11.2023).
- [5] Начало освоения низких орбит отечественными спутниками широкополосной связи. Министерство цифрового развития, связи и массовых коммуникаций Российской Федерации. URL: [digital.gov.ru/ru/events/45530](https://digital.gov.ru/ru/events/45530) (дата обращения 07.11.2023).

УДК 629.7

## Особенности решения баллистических задач в миссии «Рассвет-1» ООО «Бюро 1440»

Пономарева Ирина Александровна<sup>1</sup>

i.ponomareva@1440.space

Егорова Надежда Валерьевна<sup>1</sup>

n.egorova@1440.space

Иванов Сергей Геннадьевич<sup>2</sup>

sg.ivanov@bmstu.ru

<sup>1</sup> ООО «Бюро 1440»<sup>2</sup> МГТУ им. Н.Э. Баумана

*Данная работа посвящена особенностям решения баллистических задач и их практической отработке в миссии «Рассвет-1» компании ООО «Бюро 1440». В работе изложены цели и задачи самой миссии, а также описаны различные аспекты решения проектных задач: приведены результаты выбора рабочей орбиты космических аппаратов и параметров схемы отделения от разгонного блока. Рассмотрены особенности задач оперативной баллистики, которые ежедневно решаются специалистами центра управления полетами. Представлены практические результаты по управлению миделем и маневрированию с использованием двигательных установок. Рассмотрены дальнейшие планы работ в этой и следующих миссиях.*

**Ключевые слова:** космические аппараты связи, орбита отделения, маневрирование, управление миделем, баллистико-навигационное обеспечение

Цель ООО «Бюро 1440» — создание коммерческого сервиса низкоорбитального спутникового широкополосного доступа в интернет с глобальным покрытием [1, 2]. Планируется, что сервис начнет свою работу в 2027 году [3]. В ближайших планах компании — осуществление нескольких экспериментальных миссий для отработки отдельных технологий, а затем серийное и массовое производство космических аппаратов (КА). Всего будет создано и запущено на орбиту более 900 низкоорбитальных КА. Они обеспечат скоростным спутниковым интернетом абонентов по всей территории России и в 75 странах мира [4].

Важным компонентом центра управления полетами орбитальной группировки является разрабатываемый программный комплекс баллистико-навигационного обеспечения. Данный программный комплекс позволяет выполнять проектные расчеты для определения облика космической системы, а также решать задачи уточнения параметров орбиты КА и рассчитывать баллистические данные для обеспечения управления аппаратами и решения целевых задач системы.

Многие из разработанных баллистических алгоритмов использованы при осуществлении первой экспериментальной миссии «Рассвет-1». Три космических аппарата первой миссии имеют массу около 80 кг и предназначены для проведения орбитальных экспериментов, валидации технологий целевой космической системы и получения летной квалификации разработанных компонентов КА [4].



При выборе рабочей орбиты КА были учтены ограничения по запуску и особенности целевых задач миссии. Рабочая орбита КА, как попутной полезной нагрузки, должна была иметь параметры, близкие к следующим: высота 600 км, наклонение 98°. Одной из основных задач миссии было проведение экспериментов по передаче трафика от шлюзовой станции до абонентского терминала через один или несколько КА при заданном расположении наземных антенн и с учетом ограничений при обеспечении связи КА–Земля и КА–КА.

В ходе решения задачи, связанной с выбором параметров схемы отделения, определялись высота орбиты и относительная скорость космических аппаратов при отделении от разгонного блока. По результатам анализа, была выбрана высота орбиты отделения на 7,6 км ниже изомаршрутной орбиты кратностью 15 витков, чтобы трасса медленно смещалась с запада на восток каждые сутки. Чтобы получить расстояние 1300 км между соседними КА через 90 суток полета, было принято решение о последовательном отделении космических аппаратов с небольшим различием в орбитальной скорости.

Первые три космических аппарата миссии «Рассвет-1» были успешно выведены на орбиту 27 июня 2023 года с космодрома «Восточный» на ракетеносителе «Союз-2» с разгонным блоком «Фрегат», космическим аппаратом «Метеор-М» № 2–3 и 39 российскими и иностранными малыми КА [5].

Ежедневно специалистами центра управления полетами ООО «Бюро-1440» решаются следующие баллистические задачи:

- фильтрация измерений аппаратуры спутниковой навигации (формирование исходных данных для задачи уточнения орбиты);
- уточнение орбиты каждого космического аппарата;
- расчет зон радиовидимости, целеуказаний для наземных станций, интервалов освещенности;
- расчет временных интервалов целевых экспериментов по передаче трафика и баллистических данных для наведения наземных антенн.

Для коррекции относительного движения космических аппаратов использовалось управление миделем (изменение ориентации КА относительно направления его движения в атмосфере). Этот подход подтвердил эффективность с учетом низкой высоты орбиты, высокого уровня солнечной активности и особенностей конструкции КА (солнечные батареи большой площади). Управление миделем успешно использовалось для обеспечения симметрии при расхождении космических аппаратов вдоль орбиты и затем для остановки их разлета.

В ходе полета успешно отработано изменение параметров орбит КА с помощью включений двигательных установок. С помощью динамически формируемой стратегии маневрирования проводилось управление относительной скоростью движения аппаратов, корректировались расстояния между КА. 19 декабря 2023 года была осуществлена перестановка двух КА на орбите: средняя высота орбиты КА, который двигался средним, была уменьшена та-

ким образом, что за несколько недель он сблизился с КА, который двигался первым, и опередил его. Минимальное расстояние между двумя КА составило менее 1 км.

К октябрю 2023 года три КА первой миссии завершили свою основную программу летной отработки, в рамках которой были достигнуты ключевые цели миссии. Космические аппараты «Рассвет-1» стали научной лабораторией в интересах будущих миссий. При этом продолжается разработка и совершенствование алгоритмов решения баллистических задач.

## Литература

- [1] «Бюро 1440». URL: [1440.space](https://1440.space) (дата обращения 07.11.2023).
- [2] «Бюро 1440» — разработка низкоорбитальных спутниковых систем связи. URL: [x-holding.ru/projects/buro-1440](https://x-holding.ru/projects/buro-1440) (дата обращения 07.11.2023).
- [3] «Бюро 1440» планирует запустить сервис спутникового интернета в эксплуатацию в 2027 году. ТАСС. URL: [tass.ru/ekonomika/18529021](https://tass.ru/ekonomika/18529021) (дата обращения 07.11.2023).
- [4] *Начало освоения низких орбит отечественными спутниками широкополосной связи*. Министерство цифрового развития, связи и массовых коммуникаций Российской Федерации. URL: [digital.gov.ru/ru/events/45530](https://digital.gov.ru/ru/events/45530) (дата обращения 07.11.2023).
- [5] «Бюро 1440» успешно запустила испытательную миссию «Рассвет-1». URL: [x-holding.ru/news/byuro-1440-uspeshno-zapustila-ispytatelnuyu-missiyu-rassvet-1/](https://x-holding.ru/news/byuro-1440-uspeshno-zapustila-ispytatelnuyu-missiyu-rassvet-1/) (дата обращения 07.11.2023).

УДК 521.181

## О новом способе ускорения расчета плотности верхней атмосферы

Хрипунов Иван Владимирович  
Кузнецов Александр Алексеевич

khripunov.iv@mipt.ru  
kuznetsov.aa@mipt.ru

Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет)

*Работа посвящена вопросу расчета плотности верхней атмосферы Земли для задачи прогнозирования движения космических объектов на низких околоземных орбитах. Авторами предложен новый способ ускорения расчета параметров атмосферы с использованием многомерной интерполяции. Предложенный в работе алгоритм менее затратный вычислительно и не уступает по точности алгоритму вычисления параметров атмосферы без ускорения.*

**Ключевые слова:** прогнозирование движения космических аппаратов, атмосфера Земли, низкая околоземная орбита, многомерная интерполяция, узлы Чебышева — Лиссажу

На сегодняшний день на низкой околоземной орбите находится большое число космических объектов. Для осуществления контроля над объектами в околоземном пространстве необходимо уточнять соответствующие им орбиты. В основе уточнения траектории лежит задача прогнозирования движения.

Для прогнозирования орбиты необходимо вычислять силы, действующие на космический объект. Среди этих сил на низкой орбите основной вклад вносят гравитационное притяжения Земли, сопротивление атмосферы и солнечное давление. В классических подходах наиболее трудоемким этапом является вычисление гравитационного тяготения Земли. Однако, использование подхода, изложенного в [1], позволяет существенно снизить ресурсоемкость расчета гравитационной силы. Таким образом, основные расходы вычислительных ресурсов связаны с определением плотности компонентов атмосферы.

В настоящей работе авторами предложен алгоритм ускорения расчета параметров атмосферы.

Основу математической модели составляет четырехмерная интерполяция на узлах Чебышева — Лиссажу [2]. Выбор этого подхода обусловлен его высокой эффективностью. Переменными интерполяции являются  $(r, \varphi, \lambda, t)$ , где  $(r, \varphi, \lambda)$  — расстояние от барицентра Земли до точки, широта и долгота соответственно,  $t$  — время. В околоземном пространстве в координатах  $(r, \varphi, \lambda, t)$  была построена прямоугольная сетка. В каждой ячейке сетки вычислялись значения искомой плотности в узлах, эти значения использовались для получения коэффициентов интерполяции. Параметры атмосферы в каждой ячейке могут быть приближенно представлены в виде линейной комбинации произведений многочленов Чебышева:

$$\rho(r, \varphi, \lambda, t) \approx \sum_{a, \varphi, c, p}^{m_1, m_2, m_3, m_4} C_{a \varphi c p} T_a(r) T_\varphi(\varphi) T_c(\lambda) T_p(t),$$

где выбором целых попарно взаимно простых чисел  $m_1, m_2, m_3, m_4$  определяется количество узлов интерполяции;  $C_{a \varphi c p}$  — коэффициенты интерполяции;  $T_a$  — многочлен Чебышева порядка  $n$ .

Точность интерполяции определяется количеством узлов сетки и мелко-стью разбиения. Повышение точности вычислений приводит к росту объема памяти, затрачиваемой на хранение коэффициентов интерполяции.

Авторами проведено сравнение исходного и предложенного в данной работе алгоритма расчета параметров атмосферы. Рассматривались модели атмосферы ГОСТ 2004 [3] и NRLMSISE [4]. Установлено, что предложенный в работе алгоритм позволяет ускорить расчет по модели ГОСТ 2004 в 3 раза, а по модели NRLMSISE — в 15 раз. Относительная ошибка результата работы оптимизированного алгоритма составила менее 1 %. Таким образом, предложенный в работе алгоритм менее затратный вычислительно и не уступает по точности алгоритму вычислению параметров атмосферы без ускорения.

## Литература

- [1] Zanardi M.C. et al. High Order and Degree Geopotential and Derivatives Computation Based on the Clenshaw Summation. *Applied Mechanics and Materials*, 2015, vol. 706, pp. 191–205.
- [2] Dencker P., Erb W. Multivariate polynomial interpolation on Lissajous — Chebyshev nodes. *Journal of Approximation Theory*, 2017, vol. 219, pp. 15–45.
- [3] ГОСТ Р 25645.166–2004. *Атмосфера земли верхняя. Модель плотности для баллистического обеспечения полетов искусственных спутников Земли*. Москва, Изд-во стандартов, 2004.
- [4] Picone J.M., Hedin A.E., Drob D.P., Aikin A.C. Nrlmsise-00 empirical model of the atmosphere: Statistical comparisons and scientific issues. *Journal of Geophysical Research: Space Physics*, 2002, vol. 107 (A12), art. 1468.
- [5] Vallado D.A. *Fundamentals of Astrodynamics and Applications*. Springer, 2001, 317 p.

УДК 629.784

## Исследование динамики возмущенного движения многоразового упругого блока ракеты носителя на участке посадки

Сметана Владимир Владимирович<sup>1</sup>

smetanavladimir7@gmail.com

Лазарев Артем Андреевич<sup>1,2</sup>

ar5em@rambler.ru

Давыдов Игорь Евгеньевич<sup>1</sup>

davydovie@mail.ru

<sup>1</sup> Самарский университет<sup>2</sup> АО «РКЦ «Прогресс»

*Исследована динамика возмущенного движения многоразового упругого блока ракеты-носителя. В работе определены параметры номинальной траектории, произведена оценка динамики возмущенного движения возвращаемого упругого блока ракеты. Рассмотрено влияние факторов: ветрового нагружения и упругости конструкции. Найдены собственные формы и частоты упругих поперечных изгибных колебаний по времени полета. Рассчитаны отклонения от номинальной траектории, отклонения по скорости и высоте при движении к целевому району падения. Обосновано применение в качестве системы управления пропорционально-интегрально-дифференциального регулятора, его способность обеспечивать нахождение ракеты-носителя в области номинальной траектории. Доказана его эффективность в решении задач стабилизации управления возвращаемого упругого блока ракеты.*

**Ключевые слова:** возмущенное движение, упругость конструкции, поперечные колебания, пропорционально-интегрально-дифференциальный регулятор, моделирование движения, многоразовый упругий ракетный блок, стабилизация, ракета-носитель, динамика полета

Производство новых средств выведения является затратным как с точки зрения материальных ресурсов, так и временных. Полезная нагрузка доставляется на целевую орбиту, в то время как отработавшая часть системы (как правило, первая ступень ракеты-носителя), на момент отделения обладающая достаточной надежностью, рассматривается непригодной к дальнейшей эксплуатации и, соответственно, не предпринимаются попытки по ее возвращению. Ее части сгорают в атмосфере или же, разрушаются, падая на поверхность Земли, загрязняя ее.

С 30 марта 2017 год, когда прошла успешная посадка первой ступени ракеты-носителя (РН) Falcon 9 [1], прошло около семи лет. По словам агентства Bloomberg: перезапуски уже использованных ступеней ракет-носителей — важный шаг для компании, который в будущем позволит ей снизить затраты на них, в том числе и за счет минимизации экологический последствий при возвращении отработанных частей. После этого как государственные, так и частные организации стремятся повторить успех компании.

Сложность данной задачи заключается в том, что используется подход только по выбору системы активной и пассивной стабилизации и их компо-

нентов и реализации алгоритмов приземления первой ступени-носителя на их основе, но не используется анализа собственного состояния конструкции возвращаемой ступени ракеты-носителя при ее спуске [2]. Во время спуска на возвращаемую ступень оказывают влияние скоростной напор, тепловой нагрев корпуса, перемещение воздушных масс и т. д., что приводит к изгибным колебаниям конструкции, изменению аэродинамических и прочностных характеристик, и как следствие, в лучшем случае изменению траектории движения, а в худшем случае — потере изделия.

Таким образом, рассматриваемая задача по исследованию динамики возмущенного движения многоразовых блоков ракеты-носителя на участке посадки с учетом упругости конструкции является актуальной, а результаты исследований востребованы.

На данный момент распространен подход модификации существующих одноразовых ракет-носителей, ракетные блоки (РБ) которых изначально не предназначены для повторного использования. Он заключается в создании систем спасения (возвращения на Землю) блоков РН.

В работе рассматривается концепция динамического возвращения по траектории полета, аналогичная уже применяемой в РН семейства Falcon производства компании SpaceX.

Целью работы является изучение влияния возмущающих факторов на номинальное движение ракеты-носителя на участке посадки путем моделирования возмущенного движения упругой возвращаемой части ракеты-носителя.

Для проведения исследования динамики возмущенного движения возвращаемых частей многоразовой ракеты-носителя рассчитывается баллистическая траектория [3], а по ее результатам рассчитывается возмущенное движение возвращаемых частей РН. Таким образом, в работе на первом этапе проводится расчет траектории по времени полета и формируются баллистические данные движения РН без учета возмущающих факторов.

В представленной работе предложен подход, когда дополнительно рассматривается задача по исследованию динамики возмущенного движения многоразовых блоков ракеты-носителя на участке посадки с учетом упругости конструкции.

Моделирование атмосферы производится согласно принятому стандарту [4].

Было улучшено под новые задачи программное обеспечение, разработанное авторами в [5].

Для расчетов был принят профиль ветра для космодрома Восточный [6].

РН рассматривается в качестве упругого однородного стержня кольцевого сечения с толщиной 4 мм.

Исследование на тему моделирования возмущенного движения можно найти в [7], однако в источнике рассматривается упрощенная баллистическая модель одноразовой ракеты-носителя.

В ходе расчетов, исходными данными которых были массовые, центробежные, инерционные и баллистические характеристики, получены величины отклонений по поперечному перемещению, абсолютной скорости, углу тангажа и углу атаки многоразового упругого ракетного блока. Отклонения были получены, благодаря учету ветрового нагружения, а также вызываемых им упругих поперечных колебаний корпуса блока. При проведении моделирования возмущенного движения с учетом этих возмущающих факторов выяснилось, что подобные факторы могут вызвать разрушение конструкции под действием воздушных масс, в результате сильного удара о поверхность, а также ухода отделившегося блока ракеты-носителя за пределы гарантированного района возвращения.

Произвести эффективную коррекцию отклоняемых величин позволяет правильно настроенная система управления [8]. Гашение возникающих в полете возмущений в рассчитываемой модели осуществляется при помощи поворота сопел маршевых двигателей. Команду на изменение угла их поворота подает система управления. Влияние пересечения векторов тяги от двигателей не учитывается. В результате итеративного подбора коэффициентов управления были получены районы аварийного и номинального возвращения по динамической схеме многоразового упругого ракетного блока.

В ходе штатных запусков ракет-носителей одноразового исполнения широко применяются методы оценки упругих динамических характеристик в рамках задачи выведения полезного груза. В общей практике, в рамках задачи возвращения многоразовых частей ракет-носителей подобная оценка не проводилась (материалы по данному направлению в открытой литературе отсутствуют). Таким образом, представленный в данной работе алгоритм направлен на исследование динамики возмущенного движения многоразового блока ракеты носителя на участке посадки с учетом упругости его конструкции и позволяет учесть все возникающие в ходе посадки спасаемых ракетных частей риски, а также создать надежную систему управления.

## Литература

- [1] *Falcon*. Официальное руководство компании SpaceX, 2020.
- [2] Bojun Zhang. High-Precision Adaptive Predictive Entry Guidance for Vertical Rocket Landing. *Journal of Spacecraft and Rockets*, Beihang University, 2019, vol. 56, no. 6. URL: <https://arc.aiaa.org/doi/pdf/10.2514/1.A34450> (дата обращения 15.12.2023).
- [3] Куренков В.И., Панков А.А. *Основы автоматизированного проектирования*. Самара, Самарский ун-т, 2012.
- [4] ГОСТ 4401–81. *Атмосфера стандартная. Параметры*. Москва, Изд-во стандартов, 2004.
- [5] Сметана В.В., Давыдов И.Е. Исследование динамических характеристик тяжелой ракеты-носителя. *XXV Всерос. семинар по управлению движением и навигации летательных аппаратов: сб. ст.* 2022, с. 40–48.

- [6] Золотухина О.И., Горбатенко В.П., Вареник П.А. Характеристики ветра, ограничивающего пуски ракет космического назначения в районе космодромов «Байконур» и «Восточный». *Труды ГГО*, 2015, № 578, с. 174–191.
- [7] Ge Zhilei, Li Yanling, Ma Shaoxiong. Attitude Stabilization of Rocket Elastic Vibration Based on Robust Observer. *Aerospace*, 2022, vol. 9, 765.  
<https://doi.org/10.3390/aerospace9120765>
- [8] Поляк Б.Т., Хлебников М.В. Новые критерии настройки ПИД-регуляторов. *Автомат. и телемех.*, 2022, № 11, с. 62–82; *Autom. Remote Control*, 2022, vol. 83, с. 1724–1741.



УДК 629.7

## Резервирование сближения космического корабля с орбитальной станцией в случае аварии ракеты-носителя на этапе выведения

Иванов Георгий Михайлович<sup>1</sup>  
Муртазин Рафаил Фарвазович<sup>1,2</sup>  
Чудинов Никита Алексеевич<sup>1</sup>

ivanovbnr.i@ya.ru  
rafail.murtazin@gmail.com  
chudo-26@yandex.ru

<sup>1</sup> ПАО «РКК «Энергия»

<sup>2</sup> МГТУ им. Н.Э. Баумана

*В работе исследована возможность проведения операции сближения космического корабля (КК) «Прогресс» с МКС после возможной аварии ракеты-носителя (РН) на последних секундах участка выведения. Маневр довыведения обеспечивает выведение КК на опорную орбиту, период обращения которой соответствует орбите выведения. В процессе довыведения увеличивается фазовое расстояние между КК и орбитальной станцией (ОС). В зависимости от момента аварии возможно проведение последующего сближения КК с ОС по быстрой — двухвитковой, либо двухсуточной схеме.*

**Ключевые слова:** орбитальная станция, маневр довыведения, авария ракеты-носителя, МКС, сближение в космосе, космический корабль «Прогресс»

КК «Прогресс» доставляет на МКС материалы для научных экспериментов, продукты питания и личные вещи космонавтов, газы и жидкости для системы обеспечения жизнедеятельности. Помимо этого, КК обеспечивает доставку и заправку служебного модуля МКС топливом при помощи системы дозаправки, которое необходимо для выполнения маневров уклонения от космического мусора и поддержания орбиты станции. В случае аварии РН на этапе выведения происходит отключение двигателей и КК в связке с текущей ступенью РН совершает баллистический спуск в неуправляемом режиме, происходит срыв миссии. Для парирования аварийного падения КК на последних секундах полета можно использовать маневр довыведения [1]. В таком случае КК отделяется от аварийной РН и совершает маневр довыведения на расчетную опорную орбиту при помощи собственных двигателей [2]. Применение маневра довыведения обеспечит сохранение программы полета, однако потребует дополнительных затрат топлива, которое при штатном выведении доставляется на станцию. Из-за меньшей тяговооруженности КК по сравнению с последней ступенью РН время выведения увеличивается, что приведет к изменению расчетного фазового рассогласования между КК и ОС и, как следствие, к невозможности выполнения номинальной схемы сближения [3].

Штатная программа полета предполагает выведение КК на опорную орбиту и сближение с ОС по двухвитковой схеме с выполнением трех импульсов сближения [4]. Быстрая двухвитковая схема обладает очень узким диапа-

зоном значений фазового угла между КК и ОС, при которых сближение может быть выполнено с допустимыми затратами топлива. В случае аварии РН на заключительном участке полета завершить сближение по быстрой схеме возможно лишь при условии довыведения КК с сохранением фазового угла в допустимом диапазоне. При этом первый импульс выполняется по предстартовым расчетам, проведенным исходя из номинального выведения КК, а два заключительных импульса на участке автономного сближения вычисляются с использованием бортового алгоритма. В случае, если фазовый угол после довыведения КК не позволяет совершить сближение со станцией по быстрой схеме, выполняется переход на резервную двухсуточную схему сближения. Данная схема предполагает выполнение первого маневра на 3–4 витках полета для перехода КК на орбиту фазирования, на которой КК находится в течение следующих 30-ти витков. На последних двух витках полета осуществляются импульсы участка автономного сближения, которые обеспечивают подход к станции сверху. Благодаря такому подходу КК не совершает тормозных импульсов при сближении со станцией, что обеспечивает минимизацию затрат топлива [5].

В работе проведен анализ возможных схем сближения КК и ОС после аварийного довыведения КК «Прогресс» с космодрома Байконур в зависимости от момента аварии РН. Рассматривались различные параметры работы двигателей КК: временная задержка на включение двигателей и построение ориентации КК после отделения от РН, количество используемых двигателей. Предлагаемый подход универсален и может быть применен для выведения КК с космодрома Восточный на орбиту российской орбитальной станции.

## Литература

- [1] Murtazin R., Petrov N., Ulybyshev Y. Launch strategy for manned spacecraft: Improving safety or increasing of launch mass? *Acta Astronautica*, 2011, vol. 69, pp. 644–649. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2011.05.031>
- [2] Иванов Г.М. Алгоритм аварийного довыведения беспилотного грузового космического корабля «Прогресс». *XVI Всерос. мультikonф. по проблемам управления: матер. конф.* Волгоград, 2023, с. 145–146.
- [3] Иванов Г.М., Улыбышев Ю.П. Выведение космического аппарата на начальную незамкнутую орбиту: проблема тяговооруженности. *Управление в аэрокосмических системах (УАКС–2022) им. академика Е.А. Микрина. Матер. 15-ой мультikonф. по проблемам управления.* Санкт-Петербург, 2022, с. 94–102.
- [4] Муртазин Р.Ф. Двухвитковая схема сближения космического корабля «Союз» с международной космической станцией. *Космонавтика и ракетостроение*, 2017, вып. 1 (94), с. 30–37.
- [5] Чуудинов Н.А., Муртазин Р.Ф. Разработка быстрой схемы сближения, адаптированной к нештатным ситуациям. *XLV Академические чтения по космонавтике, посвященные памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых — пионеров освоения космического пространства: сб. тез. в 4 т.* Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2021, т. 3, с. 14–16.

УДК 629.7

## Методика идентификации оптических измерений с данными орбитального каталога космических объектов

Гаврилова Анастасия Аркадьевна<sup>1,2</sup>

7193778@mail.ru

Беляев Андрей Алексеевич<sup>1,3</sup>

belyaevaa@bmstu.ru

Ступак Григорий Григорьевич<sup>1</sup>

stupakgg@tsniimash.ru

<sup>1</sup> МГТУ им. Н.Э. Баумана<sup>2</sup> АО «Центральный научно-исследовательский институт машиностроения»<sup>3</sup> ИКИ РАН

*Разработана методика идентификации оптических измерений, представленных в виде трека, с каталогизированными техногенными космическими объектами. Представленная в работе методика основана на минимизации квадратичного функционала, составленного из производных по времени от углов прямого восхождения и склонения. Также методика предполагает формирование области допустимых положений объекта-претендента на основе анализа типа орбиты объекта, по которому получены измерения, и иных факторов, влияющих на точность прогнозирования положения космических объектов. Проведена оценка результативности процесса привязки оптических измерений к объектам, содержащимся в каталоге.*

**Ключевые слова:** мониторинг, идентификация, оптические измерения, безопасность комической деятельности, координатная информация

В настоящее время актуальна задача обработки измерительной информации по техногенным космическим объектам (ТКО), получаемой с различных технических средств мониторинга околоземного космического пространства, таких как, например, радиолокационные станции (РЛС) и оптико-электронные системы (ОЭС). Комплексная задача обработки измерительной информации предполагает решение ряда подзадач, включающих идентификацию измерений с космическими объектами, уточнение параметров орбит по идентифицированной измерительной информации, планирование измерений с целью поддержания каталога ТКО в актуальном состоянии [1]. В данном докладе рассмотрены вопросы идентификации измерительной информации.

Под идентификацией измерений понимается привязка измерений к ТКО, осуществляемая посредством сопоставления полученных измерений с орбитальными параметрами объектов, содержащихся в каталоге. Решение задачи идентификации радиолокационных измерений не представляет особых трудностей, так как измерение, полученное при проходе ТКО через зону действия РЛС, содержит шестимерный вектор параметров траектории. ОЭС, в свою очередь, измеряют только два угла (прямое восхождение и склонение), но не измеряют дальность до ТКО, что значительно осложняет процесс идентификации полученных с ОЭС измерений [2].

Процесс идентификации оптических измерений осложнен рядом факторов. Первым из них является тот факт, что при двумерном векторе оптических измерений имеется лишь двумерная проекция положения ТКО на картинную плоскость (плоскость, проходящая через центр масс ТКО перпендикулярно оси его визирования наблюдателем). При этом положение самой картинной плоскости неизвестно в связи с отсутствием информации о дальности до наблюдаемого объекта. В связи с этим, алгоритм идентификации, основанный лишь на поиске объекта в каталоге, по которому будет достигнут минимум функционала, составленного из невязок расчетных и измеренных значений углов прямого восхождения и склонения, не является эффективным.

Для решения данной проблемы в представляемой методике предлагается на основе функционала, составленного из производных измеренных угловых параметров по времени, задать отображение множества двумерных векторов угловых измерений во множество значений дальности до ТКО (в результате вектор параметров, по которым осуществляется идентификация, неявно расширяется до трех). Это представляется возможным в связи с тем, что скорость изменения угловых параметров обратно-пропорциональна дальности до объекта. На основе информации о значении дальности, формируются значения неопределенностей положения ТКО в картинной плоскости, что, в свою очередь, ограничивает область возможных положений ТКО, претендующих на привязку к ним полученных измерений. Такое ограничение позволяет с большей достоверностью проводить идентификацию оптических измерений, что способствует также повышению оперативности решения всей комплексной задачи планирования измерений в целом.

Расчет неопределенностей производится исходя из типа орбиты, определенного по угловым скоростям ТКО, и в результате анализа:

- методических погрешностей прогнозирования для различных типов орбит [3];

- неопределенностей начального вектора состояния, рассчитываемых в зависимости от точности измерений, проводимых по объектам на разных типах орбит;

- возмущений работы бортовых систем (для случая идентификации измерений, полученных с оптических средств космического базирования) [4];

- возможности маневрирования или орбитальной коррекции.

В ходе исследования был проведен сравнительный анализ эффективности предлагаемой методики идентификации с методиками, в которых не учитываются скорости изменения получаемых с ОЭС угловых параметров. В результате анализа было выявлено, что применение разработанной методики позволяет увеличить количество верно идентифицированных объектов на 20 %, что значительно сказывается на эффективности решения комплексной задачи обработки измерительной информации в целом и подтверждает целесообразность ее применения.

---

**Литература**

- [1] Алещин В.И. и др. *Мониторинг техногенного засорения околоземного пространства и предупреждение об опасных ситуациях, создаваемых космическим мусором*. Рязань, ЦНИИмаш, 2015, 237 с.
- [2] Самотохин А.С., Хуторовский З.Н. Алгоритмы обнаружения высокоорбитальных космических объектов по оптическим измерениям. *Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша*, 2023, № 41, 28 с.
- [3] Назаренко А.И. *Погрешности прогнозирования движения спутников в гравитационном поле Земли*. Москва, Инст. космич. исследований РАН, 2010, 226 с.
- [4] Захваткин М.В. Определение и прогнозирование параметров движения космического аппарата с учетом возмущений, вызванных работой бортовых систем. *Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша*, 2014, № 45, 30 с.

УДК 629.7.036.7

## Методологические основы когнитивно-вариабельного обеспечения синергетическими ресурсами авто

Ковтун Владимир Семенович

vladimir.s.kovtun@rsce.ru

ПАО «РКК «Энергия»

*В работе рассмотрены основные положения нового методологического когнитивно-вариабельного синергетического подхода к ресурсному обеспечению полета автоматических космических аппаратов (АКА). В дополнение к системно-кибернетическим, представлены системно-синергетические исследования движения динамических систем. Использование выявленных синергетических связей позволяет получать дополнительные бортовые ресурсы и предотвращать отказы, вызванные нестационарным движением динамических систем. Представлены примеры получения синергетических ресурсов.*

**Ключевые слова:** возмущающая среда, морфологический анализ, кибернетическая теория управления, синергетическая теория управления, когнитивно-вариабельный синергетический подход, автоматический космический аппарат, синергетические ресурсы

Выполнение программы полета АКА напрямую зависит от обеспечения ресурсами его бортовых систем (БС), а также электроэнергией и рабочим телом электроракетных двигателей [1]. Для выполнения этого условия на этапах проектирования АКА и при наземных испытаниях на борту формируются структурно-функциональные ресурсные резервы, определяемые требованиями к надежности работы БС. Требования по надежности систем сформулированы в технических условиях (ТУ) эксплуатации. В ТУ прописаны управляющие и возмущающие воздействия на системы, с учетом имеющейся априорной информации о связях в БС как динамических системах. На базе кибернетической теории управления (КТУ) производится поиск интегралов движения с параметрами неизменных связей, обеспечивающих *надежность систем (свойство систем выполнять свои функции в условиях стационарного движения со связями, не изменяющимися во времени)*.

В процессе полета АКА происходит постоянный обмен между БС и внешней средой энергией, веществом и информацией, что обуславливает появление новых синергетических связей, которые приводят движения процессов к нестационарному виду. В таких случаях устойчивость функционирования и обеспеченность ресурсами полета АКА надежностью систем не гарантируется, а появление новых связей рассматривается как аномальная ситуация. Дальнейшее выполнение программы полета определяется *живучестью систем (свойство систем выполнять свои функции в условиях нестационарного движения со связями изменяющимися во времени)*. Требуемую живучесть БС может обеспечить синергетическая теория управления (СТУ) [2]. Она позволяет вовремя определить переход от стационарного к нестаци-

онарному движению процессов в системе и осуществить перевод управления системой от стихийной к целенаправленной самоорганизации. Преднамеренное введение интегралов движения в структуру синергетически управляемой системы может не только предотвратить аномальную ситуацию, но и позволяет получить дополнительно синергетические ресурсы БС\*. При этом синергетику необходимо рассматривать в контексте развития системно-кибернетического подхода, «...она отражает идеологию единства процессов самоорганизации и управления, т. е. представляет собой симбиоз кибернетики и синергетики» [2].

В методологической основе когнитивно-вариабельного синергетического\*\* (КВС) подхода лежат кибернетическая и синергетическая теории управления динамическими системами, а также методология проактивного управления функционированием сложных технических объектов (СЛО), базирующаяся на концепции комплексного моделирования СЛО [3]. Для достижения поставленной цели обеспечения полета АКА как структурно-функциональными так и синергетическими ресурсами, необходимо проводить системные исследования. В КТУ исследований движения динамических систем представлены в виде морфологического дерева, содержащего четыре ветви (моделирование — анализ — наблюдение — выбор) и 57 листьев — частные задачи. Число задач определено взаимодействием управляющей системы (среды) с четырьмя типами воздействий возмущающей среды — детерминированной, стохастической, целенаправленной и с неизвестными характеристиками при формировании входных воздействий на систему [4]. Для исследования нестационарных нелинейных процессов в работе вводится понятие среды пятого типа — «синергетически возмущающей» («сигма среда» —  $\sigma$ ), в которую погружено управление динамическими системами. В результате на четырех ветвях морфологического дерева анализа проблематики теории системных исследований формируются новые задачи (15 листьев) системных исследований на основе СТУ. Парадигма решения новых задач сформирована на базе знаний, опыта управления и системных исследований, направленных на решение проблемы обеспечения ресурсами БС и устойчивости функционирования в процессе полета реальных АКА — спутников связи, дистанционного зондирования Земли, космической околоземной астрофизической обсерватории.

---

\* Синергетическим в данной работе называют такой вид ресурсов, который формируется в результате направляемых (целевых) самоорганизаций и саморазвитий БС за счет объективно существующих явных и неявных многоместных отношений, описывающих синергетические взаимодействия и взаимосвязи между процессами, протекающими в ходе совместного функционирования систем с учетом влияния на них внешней среды.

\*\* Когнитивно-вариабельный синергетический — «знание вариантов самоорганизации»; когнитивный — (от лат. *cognitio* — знание), познание; вариабельный — (от англ. *variable* — изменчивый), способный иметь варианты; синергетический — (от греч. *συν* — приставка со значением совместности + *ἔργον* — деятельность).



Решение новых задач по каждому объекту управления (динамической системе), которыми являются бортовые системы АКА, позволяет вывести ресурсное обеспечение полета на новый уровень, дополнив его на базе существующего структурно-функционального резервирования, синергетическими ресурсами, а также обеспечив предупреждение отказов БС в условиях развития в них аномальных расчетных и нерасчетных процессов. Примером может служить обеспечение синергетическим ресурсом рабочего тела электроракетных двигателей полета спутника связи «Ямал-200» № 2 [5], которое позволило ему функционировать на орбите более 20 лет при расчетном сроке эксплуатации 15 лет.

### Литература

- [1] Ковтун В.С. Применение методик переменного управления полетом автоматических космических аппаратов для рационального использования ресурсов бортовых систем. *Космонавтика и ракетостроение*, 2017, № 4 (97), с. 143–157.
- [2] Колесников А.А. *Синергетические методы управления сложными системами: теория системного синтеза*. Москва, Ком. Книга, 2006.
- [3] Охтилев М.Ю., Соколов Б.В., Юсупов Р.М. *Интеллектуальные технологии мониторинга состояния и управления структурной динамикой сложных технических объектов*. Москва, Наука, 2005, 291 с.
- [4] Калинин В.Н. Морфологический анализ проблематики теории системных исследований. *Труды СПИИРАН*, 2013, вып. 1 (24), с. 89–107.
- [5] Ковтун В.С., Платонов В.А., Богачев А.В. Методика обеспечения полета автоматических космических аппаратов «Ямал» синергетическим ресурсом рабочего тела электроракетных двигателей. *Космическая техника и технологии*, 2023, № 4 (43), с. 88–103.



УДК 629.7

## Подход к определению параметров орбитального построения группировки космических аппаратов мониторинга техногенных космических объектов

Беляев Андрей Алексеевич<sup>1,2</sup>

belyaevaa@bmstu.ru

Корянов Всеволод Владимирович<sup>1</sup>

vkoryanov@bmstu.ru

Гаврилова Анастасия Аркадьевна<sup>1,3</sup>

7193778@mail.ru

<sup>1</sup> МГТУ им. Н.Э. Баумана<sup>2</sup> ИКИ РАН<sup>3</sup> АО «Центральный научно-исследовательский институт машиностроения»

*Рассматривается подход к определению параметров орбитального построения группировки космических аппаратов мониторинга техногенных космических объектов на основе оценки показательно глобальности мониторинга. Оценка потенциальной глобальности мониторинга производится на основе геометрического представления наблюдаемой области околоземного космического пространства опико-электронными средствами, расположенными на космических аппаратах мониторинга. Получаемые результаты позволяют проводить анализ перспектив формирования орбитального построения орбитальной группировки.*

**Ключевые слова:** мониторинг ОКП, солнечно-синхронные орбиты, техногенные космические объекты, группировка космических аппаратов

Проблеме мониторинга техногенных космических объектов (ТКО) в околоземном космическом пространстве (ОКП) уделяется большое внимание со стороны ведущих мировых космических агентств. В первую очередь это связано с возрастающей активностью человечества по освоению ОКП, которая приводит к его засорению [1, 2].

В качестве основных средств мониторинга ОКП используются наземные радиолокационные средства (РЛС) и опико-электронные средства (ОЭС) [1, 2]. Существуют также проекты мониторинга ТКО в ОКП ОЭС, установленными на борту космических аппаратов (КА) [1]. Успешный опыт реализации подобных проектов показывает целесообразность и перспективность создания подобных космических систем мониторинга.

Настоящая работа посвящена подходу к определению параметров орбитального построения группировки (ОГ) КА мониторинга ТКО в ОКП, обеспечивающее наилучшие значения показателей эффективности мониторинга. В качестве одного из возможных показателей эффективности рассматривается потенциальная глобальность, показывающая возможности ОГ КА по количеству доступных для наблюдения ТКО.

Основой для орбитального построения рассматривается солнечно-синхронная орбита, располагающаяся в окрестности плоскости терминатора

[3–5]. Такая орбита позволит обеспечить ориентацию ОЭС мониторинга, при которой могут быть достигнуты наилучшие условия освещенности при наблюдении ТКО. Кроме того, в работе предполагается, что ориентация ОЭС в процессе мониторинга будет фиксирована, т. е. ОЭС функционирует в режиме обзора. Таким образом, под параметрами орбитального построения в работе подразумеваются высота ССО КА мониторинга и ориентация ОЭС.

Определение параметров орбитального построения производится на основе оценки показателя глобальности мониторинга, как уже говорилось ранее. В соответствии с этим рассматривается усовершенствованный подход к оценке данного показателя, описанный в работе [6]. Так, в работе [6], исходя из описанной модели процесса мониторинга предполагалось, что пространственная область, доступная для наблюдения с КА мониторинга, ограничивается двумя соосными усеченными конусами. Такое предположение справедливо если направление визирования ОЭС варьируется только лишь в плоскости, ортогональной вектору скорости КА мониторинга. В настоящей работе рассматривается варьирование ориентации ОЭС по двум углам (в плоскостях, ортогональных радиус вектору и вектору скорости КА мониторинга), а значит можно сделать предположение о том, что пространственная область, доступная для наблюдения с КА мониторинга, будет ограничиваться двумя соосными усеченными однополостными гиперboloидами вращения. Дальнейший подход к оценке глобальности мониторинга аналогичен подходу, описанному в работе [6], т. е. решается геометрическая задача об определении попадания орбит ТКО в область, доступную для наблюдения. Учитывается определение теневых участков орбит ТКО в зависимости от ориентации тени от Земли и прецессия линии узлов орбиты ТКО относительно ориентации ССО КА мониторинга. В итоге проводится определение таких параметров орбитального построения, при которых будет достигаться наилучшее значение показателя потенциально глобальности мониторинга.

Для получения количественных результатов использовались данные об орбитах ТКО в низкой околоземной области с высотами до 3000 км. Количество рассматриваемых ТКО составляет порядка 700 единиц. Эксцентриситеты орбит, ввиду их малости, принимались равными нулю.

## Литература

- [1] Вениаминов С.С. *Космический мусор. Техногенное засорение космоса и его последствия*. Москва, ИКИ РАН, 2023, 204 с.
- [2] Алещин В.И. и др. *Мониторинг техногенного засорения околоземного пространства и предупреждение об опасных ситуациях, создаваемых космическим мусором*. Рязань, ЦНИИмаш, 2015, 237 с.
- [3] Olmedo E., Sánchez-Ortiz N., Ramos-Lerate M. *Orbits and pointing strategies for space based telescopes into an European space surveillance system*. European Space Agency, (Special Publication), ESA SP, 2009.

- 
- [4] *Thorsteinson S. Key Findings from the NEOSat Space-Based SSA Microsatellite Mission*, 2018.
  - [5] Maskell P., Oram L. Sapphire: Canada's answer to space-based surveillance of orbital objects. *Advanced Maui Optical and Space Surveillance Conference*, 2008.
  - [6] Беляев А.А. и др. Методика оценки глобальности мониторинга техногенных космических объектов средствами космического базирования. *XLVII Академические чтения по космонавтике, посвященные памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых — пионеров освоения космического пространства: сб. тез.* Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2023, с. 294–296.

УДК 629.7

## Разработка прототипа стенда отработки систем ориентации и стабилизации космического аппарата

Кухаренко Андрей Сергеевич

kuharenko-as@mail.ru

Корянов Всеволод Владимирович

vkoryanov@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

*В работе рассмотрена конструкция испытательного стенда на воздушной сферической опоре. Испытательный стенд предназначен для тестирования систем ориентацией и угловой стабилизации космического аппарата. В работе представлена схема разрабатываемого стенда, составлены уравнения для его балансировки. Уравнения балансировки предназначены для расчета координат балансировочных грузов, а так же массы самих грузов.*

**Ключевые слова:** космический аппарат, сферический воздушный подшипник, центр масс, система угловой стабилизации

Перед запуском космического аппарата на орбиту выполняют тестирование его систем. Важным этапом проверки работоспособности является испытание систем управления ориентацией и угловой стабилизации [1].

Одним из методов испытания системы управления ориентацией и угловой стабилизации космического аппарата является установка его на сферический воздушный подшипник [1]. Данный метод основан на том, что космический аппарат устанавливается на платформу со сферическим воздушным подшипником. Далее проводится балансировка платформы с установленным на ней космическим аппаратом. Балансировка проводится таким образом, чтобы центр масс системы находился в центре сферической опоры.

Существуют различные конструкции платформ со сферическим воздушным подшипником [2]. К ним относят следующие:

- платформа столешница (рис. 1, а);
- платформа зонтик (рис. 1, б);
- платформа гантеля (рис. 1, в).

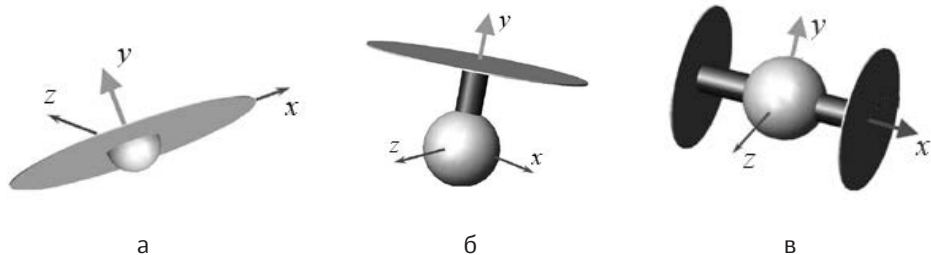


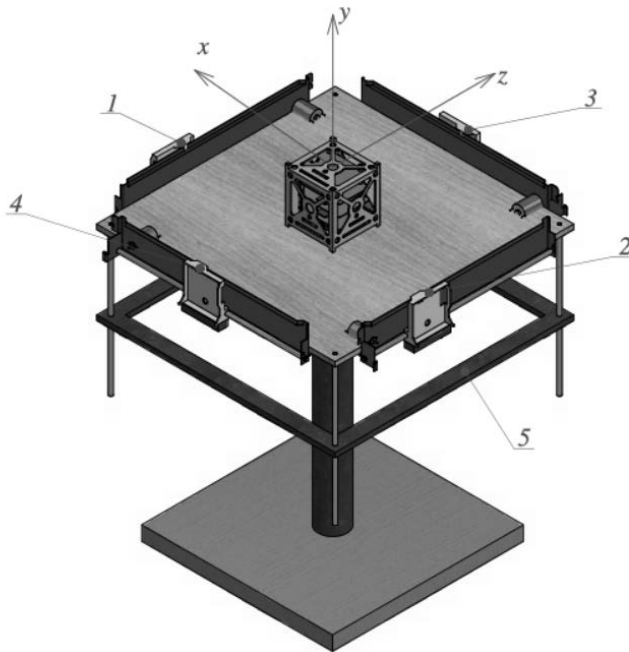
Рис. 1. Конструкции платформ со сферическим воздушным шарниром

Каждая из представленных конструкций платформ имеет свои ограничения по вращательному движению. Платформы типа «столешница» и «зонтик» не имеют ограничений при вращении относительно оси  $y$ . Угловое движение платформ данного типа относительно осей  $x$  и  $z$  ограничивается углом поворота не превышающего  $90^\circ$ . У платформы типа «гантеля» отсутствуют ограничения при вращении относительно оси  $y$  и  $x$ . Угол поворота относительно оси  $z$  для платформы данного типа не превышает  $90^\circ$ .

Принято решение реализовать платформу типа зонтик.

В работе поставлена цель разработать методику балансировки платформы рассматриваемого типа.

Для достижения поставленной цели рассмотрены конструкции существующих стенов на сферической опоре. Проведен анализ методов балансировки каждого из стенов [3]. Разработана схема стенов (рис. 2), а так же составлены уравнения для его балансировки.



**Рис. 2.** Модель стенов:

1, 2 — грузы для балансировки стенов вдоль оси  $z$ ; 3, 4 — грузы для балансировки стенов вдоль оси  $x$ ; 5 — груз для балансировки стенов вдоль оси  $y$ ;  $xuz$  — система координат связанная с поворотной платформой с началом в центре сферической опоры

В данном стенов балансировка осуществляется следующим образом.

Для балансировки по оси  $x$  перемещаются грузы 3 и 4, таким образом, чтобы их координаты вдоль оси  $x$  были равны. Аналогичным образом прово-

дится балансировка грузами 1 и 2 по оси  $z$ . Балансировка относительно оси  $y$  проводится перемещением груза 5.

Получены выражения позволяющие рассчитать положения балансировочных грузов, а так же их массу. Уравнения балансировки основаны на уравнениях о положении центра масс [4, 5]:

$$X = \frac{\sum_{i=1}^n x_i m_i}{\sum_{i=1}^n m_i}; \quad Y = \frac{\sum_{i=1}^n y_i m_i}{\sum_{i=1}^n m_i}; \quad Z = \frac{\sum_{i=1}^n z_i m_i}{\sum_{i=1}^n m_i}. \quad (1)$$

В уравнениях (1) приняты следующие обозначения:  $X, Y, Z$  — координаты центра масс системы из  $n$  твердых тел;  $x_i, y_i, z_i$  — координаты центра масс  $i$ -го твердого тела системы;  $m_i$  — масса  $i$ -го твердого тела системы

Уравнения балансировки платформы имеют следующий вид:

$$m_{\text{пн}} x_{\text{пн}} + m_{\text{п}} x_{\text{п}} = -2m_{\text{оx}} x_{\text{б}}; \quad (2)$$

$$m_{\text{пн}} y_{\text{пн}} + m_{\text{п}} y_{\text{п}} = -m_{\text{оy}} y_{\text{б}}; \quad (3)$$

$$m_{\text{пн}} z_{\text{пн}} + m_{\text{п}} z_{\text{п}} = -2m_{\text{оз}} z_{\text{б}}. \quad (4)$$

Здесь  $m_{\text{пн}}$  — масса космического аппарата устанавливаемого на платформу;  $m_{\text{п}}$  — масса платформы со сферической воздушной опорой;  $x_{\text{пн}}, y_{\text{пн}}, z_{\text{пн}}$  — координаты центра масс космического аппарата;  $x_{\text{п}}, y_{\text{п}}, z_{\text{п}}$  — координаты центра масс платформы со сферической воздушной опорой;  $x_{\text{б}}, y_{\text{б}}, z_{\text{б}}$  — координаты центров масс балансировочных грузов;  $m_{\text{оx}}, m_{\text{оy}}, m_{\text{оз}}$  — массы балансировочных грузов по каждой из координат.

Уравнения балансировки предназначены для расчета положения балансировочных грузов. Балансировочные грузы смещаются так, чтобы центр масс системы находился в центре сферической опоры. Так же используя уравнения балансировки возможно рассчитать массу балансировочных грузов.

## Литература

- [1] Boynton R. Using a Spherical Air Bearing To Simulate Weightlessness. *55th Annual Conference of the Society of Allied Weight Engineers, Inc.*, Atlanta, Georgia, Jun. 1996.
- [2] Jana L.S., Mason A.P., Christopher D.H. Historical Review of Air-Bearing Spacecraft Simulators. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2003, vol. 26, pp. 513–522.
- [3] Tissera M.S.C., Chia J.W., Low K.S., Xing Y.T. A Novel Simulator for Measuring the Performance of Nanosatellite's Attitude Control System. *IEEE Aerospace Conference, Big Sky, MT, USA, 2016*. <https://doi.org/10.1109/AERO.2016.7500796>
- [4] Дронг В.И., Дубинин В.В., Ильин М.М. и др. *Курс теоретической механики*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2005, 736 с.

УДК 629.7

## Оценка затрат суммарной характеристической скорости для коррекции долготы восходящего узла и аргумента перигея на средних орбитах

Иванов Сергей Геннадьевич

sg.ivanov@bmstu.ru

Гришко Дмитрий Александрович

dim.gr@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

*Рассматривается задача оценки маневров для коррекции долготы восходящего узла (ДВУ) и аргумента перигея средних околокруговых орбит. На них расположены глобальные навигационные спутниковые системы, а также новые системы ОЗб и «Скиф». В работе исследуются два типа маневров: первый — прямая коррекция при помощи двигательной установки большой тяги, второй — перевод КА на промежуточную орбиту для использования естественной прецессии, вызванной полярным сжатием Земли. Проведено сравнение этих двух стратегий для различных корректируемых отклонений параметров орбиты. Полученные результаты могут быть применены для принятия решений при долгосрочном поддержании устойчивой конфигурации орбит самих спутниковых систем, а также разгонных блоков, обеспечивающих их формирование.*

**Ключевые слова:** космический аппарат, коррекция орбиты, ГНСС, маневрирование, прецессия орбиты, Долгота восходящего узла

В настоящее время на средних орбитах развернуты четыре навигационные спутниковые системы (ГЛОНАСС, GPS, BeiDou и Galileo) и телекоммуникационная система ОЗб; ожидается появление системы Скиф [1]. В отличие от низких орбит и геостационарной орбиты, процесс окончания жизненного цикла объектов на рассматриваемых высотах никак не регламентирован ни на национальном, ни на международном уровне. Единственным документом, в котором описаны эти действия, является американский Orbital Debris Mitigation Standard Practices (ODMSP), который имеет рекомендательный характер и не является международным стандартом. Поэтому формирование орбиты захоронения космических аппаратов (КА) и разгонных блоков (РБ) на высотах 8–25 тыс. км представляет особый интерес в контексте предотвращения засоренности космического пространства.

Средние орбиты подвержены резонансу, возникающему вследствие гравитационных возмущений со стороны Луны и Солнца: орбита вытягивается вместе с увеличением эксцентриситета, при этом большая полуось не изменяется. Это означает, что сформированная изначально околокруговая орбита захоронения в долгосрочной перспективе может пересекать рабочие области действующих КА и даже достигнуть плотных слоев атмосферы.

Модель движения, разработанная Y. Kozai [2], позволяет объяснить причины возникновения резонанса ростом эксцентриситета орбиты при больших почти постоянных положительных значениях его производной по времени.

Производная  $de/dt$  содержит сумму синусов, аргументами которых выступают  $\omega$  — аргумент перигея (АП) орбиты и  $\Delta\Omega = \Omega - \Omega_3$  — разница между ДВУ орбиты объекта и ДВУ орбиты возмущающего тела [3]. Резонанс возникает, когда величина  $a\Delta\Omega + b\omega$  ( $a$  и  $b$  — натуральные числа или ноль) длительное время обеспечивает максимум одного из слагаемых  $de/dt$ , имеющего наибольший коэффициент влияния и наименьшую частоту изменения.

Имеющиеся предложения [4–6] содержат два подхода к формированию орбит захоронения в регионе средних орбит. В первом случае объект переводится на околокруговую орбиту, расположенную, как правило, выше рабочей высоты системы. Для устойчивости этой орбиты может потребоваться изменение ДВУ или АП, чтобы увести сумму  $a\Delta\Omega + b\omega$  в определяющем синусе от значений  $90^\circ$  или  $270^\circ$ . Это особенно актуально для объектов, ассоциированных с GPS, BeiDou и Galileo. Среднее наклонение их орбит составляет  $55^\circ$ , при этом при значении  $56^\circ$  отсутствует вековой уход определяющей частоты  $2\omega + \Delta\Omega$  под действием возмущений от второй зональной гармоники геопотенциала.

Второй подход, наоборот, основан на формировании начальных условий движения, благоприятствующих возникновению резонанса и ускоряющих его развитие. Приведение  $a\Delta\Omega + b\omega$  к нужному значению и поддержание этого значения возможно как при помощи импульсной коррекции, так и с использованием промежуточной орбиты.

Затраты на импульсное изменение плоскости орбиты с помощью бокового маневра можно рассчитать по аналитической зависимости. Стоимость поворота плоскости движения на 1 градус в интервале высот 8–25 тыс. км падает с 92 до 62 м/с, что достаточно много. Наглядная методика оценки затрат при изменении ориентации линии апсид околокруговой орбиты приведена в [7]. При выборе промежуточной орбиты основной проблемой является относительная скорость прецессии ДВУ и АП, влиять на которую можно только за счет дорогостоящего изменения наклонения.

В работе сравниваются затраты суммарной характеристической скорости, необходимые для изменения ДВУ и АП при разных стратегиях маневрирования. Полученные результаты позволяют обосновать выбор подхода к формированию орбиты захоронения.

## Литература

- [1] *Каталог космических объектов*. URL:<https://celestrak.org/> (дата обращения 05.11.2023).
- [2] Kozai Y. The motion of a close earth satellite. *Astronomical Journal*, 1959. <https://doi.org/10.1086/107957>
- [3] Chao C.-C. Applied Orbit Perturbation and Maintenance. *The Aerospace Press El Segundo, California*, 2005. <https://doi.org/10.1017/S0001924000086656>
- [4] Jenkin A.B., McVey J.P., Peterson G.E., Sorge M.E. Analysis of ODMSP-compliant near-circular GPS disposal orbits and resulting long-term collision risk. *Journal of Space Safety Engineering*, 2022.



- 
- [5] Domínguez-González R., Sánchez-Ortiz N., Francesco C. Disposal strategies analysis for MEO orbits. *Conference: IAC 2013*, 2013, vol. IAC-13.A6.2.5.
- [6] Афанасьева Т.И., Гридчина Т.А., Колюка Ю.Ф., Лаврентьев В.Г. Выбор орбит захоронения для крупноразмерного космического мусора и исследование их долговременной эволюции в разных областях околоземного пространства. *Космический мусор: фундаментальные и практические аспекты угрозы*, 2019, с. 163–170. <https://doi.org/10.21046/spacedebris2019-163-170>
- [7] Баранов А.А. *Маневрирование космических аппаратов в окрестности круговой орбиты*. Москва, Спутник+, 2016, 511 с.

УДК 629.78.015

## Разработка методики статистического уточнения импульса последействия маршевого двигателя разгонного блока «Фрегат» для уменьшения ошибок выведения

Симонов Александр Владимирович  
Гордиенко Евгений Сергеевич  
Косенкова Анастасия Владимировна  
Розин Петр Евгеньевич

devarao@yandex.ru  
gordienko.evgeny@gmail.com  
madam.amazonka83@yandex.ru  
rozinpe@yandex.ru

АО «НПО Лавочкина»

*Описывается способ уменьшения ошибок выведения полезной нагрузки с помощью разгонного блока «Фрегат», путем коррекции значения импульса последействия его маршевого двигателя. Практический опыт показывает, что отклонение значения импульса последействия маршевого двигателя разгонного блока от его номинального значения, наряду с погрешностями измерений датчиков комплекса командных приборов, являются главными факторами, влияющими на точность выведения. Согласно разработанной методике, погрешности параметров реализованных орбит при запусках разгонного блока «Фрегат» были пересчитаны в значения импульса последействия маршевого двигателя. Далее, по результатам проведенного анализа, включавшего в себя несколько итераций уточнения, была получена среднестатистическая величина импульса последействия. Учет его обновленного значения в баллистических расчетах при подготовке полетного задания для системы управления разгонного блока «Фрегат» позволил существенно повысить точность выведения и подтвердить корректность использованной методики.*

**Ключевые слова:** разгонный блок, выведение, точность выведения, маршевый двигатель, импульс последействия

Высокая точность выведения разгонного блока (РБ) «Фрегат» на всевозможные классы орбит подтверждена более чем 110 запусками [1]. Данный результат во многом обусловлен применением интегрированной инерциально-спутниковой системы управления (СУ), где инерциальная гироскопическая система корректируется данными от спутниковой навигации в рамках единого комплекса [2].

На ошибки выведения влияют в основном следующие факторы: ошибки в показаниях датчиков углов, угловой скорости и акселерометров, а также разброс значений импульса последействия (ИПД) маршевого двигателя [3]. Данные ошибки имеют случайный вероятностный характер. При этом ошибки датчиков обычно имеют нулевое среднее значение, а отклонение среднего значения тяги ИПД, как показывает практика, значительно отличается от нуля. Система управления может использовать только номинальное значение импульса последействия для расчета времени отключения двигателя при выполнении активных участков. Время выдачи этой команды определяется на основе расчетных величин массы головного блока, импульса последей-

ствия и тяги двигателя [4]. После выдачи команды на выключение двигателя, управление им невозможно. Однако, в телеметрическую систему на этом этапе РБ продолжают поступать данные как с акселерометров, так и о набранной характеристической скорости. Поэтому ошибку импульса последействия можно определить через величину фактической характеристической скорости маневра по данным телеметрической системы, и ее же значению, рассчитанному по фактическим параметрам орбиты.

В докладе преимущественно рассматриваются запуски на высокие круговые и эллиптические орбиты. Статистика показывает, что практически все выполненные запуски с использованием РБ «Фрегат» имели превышение высоты апогея по сравнению с его номинальным значением. Это превышение в высоте апогея обусловлено двумя ключевыми факторами. Во-первых, повышенная характеристическая скорость маневра на радиус апогея влияет пропорционально квадрату большой полуоси орбиты. Во-вторых, на таких активных участках существенная величина характеристической скорости приводит к значительному расходу топлива. Это ведет к уменьшению массы головного блока к моменту окончания маневра. Таким образом, при примерно постоянной характеристической скорости ускорение, вызванное импульсом последействия, оказывает большее воздействие на высоту апогея при запусках на высокие орбиты, в сравнении с запусками на низкие орбиты. Таким образом, отклонение высоты апогея в положительную или отрицательную сторону из-за отклонения импульса последействия при выведении на высокоапогейные эллиптические орбиты имеют значительно большее влияние, чем при запусках на низкие орбиты.

В 2019 г. по результатам обработки телеметрических данных осуществленных запусков было установлено, что среднее значение импульса последействия превышает номинальное примерно на 15 %. Система управления разгонного блока не способна скорректировать такое отклонение, так как управление двигателем невозможно после момента подачи команды на его выключение.

Точное определение фактического значения ИПД представляет определенные трудности. Одним из способов решения может стать прямое интегрирование значений кажущегося ускорения, измеренного акселерометрами, на промежутке времени от момента подачи команды на выключение двигателя до момента, когда ускорение, а, следовательно, и тяга двигателя становятся нулевыми. Чтобы получить достоверные результаты такого расчета, необходимо иметь данные об ускорении с малыми интервалами времени — около 0,1 секунды или меньше. Однако, телеметрическая информация, получаемая с борта РБ «Фрегат», генерируется с интервалом в 4 секунды. В результате, в 10-секундный интервал времени, представляющий собой длительность ИПД, попадают только две или три точки с данными. Обработка такой разреженной информации не имеет практической ценности.

Итак, для определения фактического значения ИПД для каждого запуска используется упрощенный подход, основанный на избыточных значениях

характеристических скоростей маневров и отклонениях высоты апогея. Предполагается, что отклонение высоты апогея, в основном, вызвано отклонением тяги ИПД от его номинального значения.

Методика определения среднего значения ИПД включает следующие шаги.

1. Для каждого запуска для определения необходимой величины характеристической скорости маневра, достаточной для достижения номинальной высоты апогея, решается краевая задача для активного участка с параметрами, максимально приближенными к реальным летным данным. Они включают уточненные значения тяги и удельной тяги двигателя, а также начальную массу головного блока, которая определяется на основе взвешенной массы полезной нагрузки и расчета заправки РБ топливом. С учетом погрешности заправки, эти значения масс могут считаться окончательными с достаточно высокой точностью. Баллистические расчеты для разработки полетного задания выполняются на более ранней стадии и не могут учитывать эти окончательные значения. Другие практические способы определения точной величины характеристической скорости маневра, с учетом имеющихся ограничений, являются сложно реализуемыми. Например, качественное моделирование маневра на основе телеметрической информации является невозможным из-за низкой частоты ее передачи (1 раз в 4 секунды). В итоге, для определения необходимой характеристической скорости маневра для достижения номинальной высоты апогея используется краевая задача, которая принимает во внимание уточненные значения характеристик разгонного блока и позволяет получить наилучшее приближение к желаемым результатам. Хотелось бы отметить, что такой несколько упрощенный подход может не учитывать другие факторы, влияющие на отклонение высоты апогея, и результаты могут быть приближенными. Однако, он позволяет дать качественный ответ на вопрос.

2. Рассчитывается отклонение между фактической характеристической скоростью маневра, полученной по телеметрической информации, и рассчитанной исходя из решения краевой задачи на шаге 1.

3. Предполагая, что это отклонение вызвано только отклонением ИПД, вычисляется фактическое отклонение ИПД через массу головного блока в момент окончания активного участка, полученную на шаге 1, и по отклонению характеристической скорости, полученному на шаге 2.

4. Фактическое значение ИПД для каждого запуска определяется как среднее значение из вычисленных ИПД, полученных на шаге 3.

Полетные задания для последующих запусков разгонного блока «Фрегат» были разработаны в соответствии с обновленным значением тяги ИПД его маршевого двигателя. Анализ результатов этих запусков показал, что средняя величина отклонения по высоте апогея от номинального значения уменьшилась на 42 %. Стандартное отклонение от номинального также уменьшилось на 48 %.

После обработки этих данных в 2022 году было принято решение о дальнейшем увеличении расчетной интегральной тяги ИПД. Статистическая об-

работка данных по последним запускам РБ «Фрегат» показывает, что средняя величина отклонения по высоте апогея дополнительно уменьшилась на 12 % по сравнению с предыдущей итерацией или на 49 % от номинального значения ИПД. Стандартное отклонение также уменьшилось на 5 % по сравнению с предыдущей итерацией или на 50 % от номинального значения ИПД.

## Литература

- [1] Дишель В.Д., Елисеева М.А., Мулюкин А.М., Сапожников А.И., Симаков М.Л. Системы управления АО «НПЦ АП» в проектах АО «НПО Лавочкина». *Вестник НПО им. С.А. Лавочкина*, 2022, № 2, с. 76–81.
- [2] Морозов В.В., Трунов Ю.В., Комиссаров А.И., Пак Е.А., Жучков А.Г., Дишель В.Д., Залихина Е.Е., Паронджанов В.Д. Система управления межорбитального космического буксира «Фрегат». *Вестник НПО им. С.А. Лавочкина*, 2014, № 1, с. 16–25.
- [3] Dishel V.D., Sapozhnikov A.I., Malishev A.V. High-Precision Guaranteed Validity Estimation Methods Application for Integrated Inertial Navigation Solution of Orbital Vehicles. *Advances in the Astronautically Sciences*, Univelt Inc., 2017, vol. 161, pp. 353–372.
- [4] Морской И.М., Симонов А.В., Лясковская В.И., Ежов А.С. Баллистическое обеспечение разработки и полетов межорбитального космического буксира «Фрегат». *Вестник НПО им. С.А. Лавочкина*, 2014, № 1, с. 10–15.

УДК 629.785

## Коррекция траектории полета космического аппарата на высокие круговые орбиты искусственного спутника Луны с двухимпульсным торможением у Луны

Гордиенко Евгений Сергеевич<sup>1</sup>

gordienko.evgenyy@gmail.com

Ивашкин Вячеслав Васильевич<sup>2,3</sup>

v.v.ivashkin@mail.ru

Косенкова Анастасия Владимировна<sup>1</sup>

madam.amazonka83@yandex.ru

<sup>1</sup> АО «НПО Лавочкина»<sup>2</sup> МГТУ им. Н.Э. Баумана<sup>3</sup> Институт прикладной математики имени М.В. Келдыша РАН

*Рассмотрена реализация двухимпульсного выведения космического аппарата на высокую полярную круговую орбиту искусственного спутника Луны радиусом 5 тысяч км при учете ошибок навигации и исполнения импульсов. В работе рассмотрены двух-, трех- и четырехимпульсные схемы выведения на конечную орбиту у Луны с учетом коррекции. Анализ работы состоит из трех этапов. На первом — определена номинальная траектория двухимпульсного выведения космического аппарата на высокие орбиты вокруг Луны. На втором этапе исследуются трех- и четырехимпульсные схемы с учетом коррекции. То есть рассматриваются траектории с одним и двумя корректирующими импульсами скорости. На третьем — приводятся численные и графические результаты. В заключении делаются выводы о практическом применении таких схем и траекторий.*

**Ключевые слова:** космический аппарат, лунные траектории, двухимпульсный переход, трехимпульсный переход, четырехимпульсный переход, коррекция орбиты

В процессе освоения Луны возникает целый ряд задач, среди которых обеспечение навигации и связи, как с объектами на Луне и в окололунном пространстве, так и с объектами на Земле и в околоземном пространстве, наблюдение за объектами дальнего космоса, а также ретрансляция сигналов с Земли на Луну и обратно. Эти задачи можно решить, например, с помощью создания лунной многофункциональной спутниковой системы (ЛМСС), спутники которой расположены, например, на высоких круговых орбитах вокруг Луны. Поэтому актуальным встает вопрос поиска наилучшей по критерию минимизации характеристической скорости траектории выведения на орбиты такой системы, с учетом ее коррекции.

Работа посвящена исследованию двухимпульсного (в номинале) перехода на высокие орбиты искусственного спутника Луны. Этот переход является частным случаем его трехимпульсного аналога [1–5]. В основе работы лежит вопрос практической реализации таких траекторий. Для этого необходимо оценить затраты суммарной характеристической скорости на коррекцию рассматриваемых траекторий выведения.

Номинальная траектория перехода космического аппарата (КА) на высокие круговые орбиты искусственного спутника Луны (ИСЛ) реализуется

с учетом ошибок навигации и исполнения импульсов, как по величине, так и по направлению.

Анализ проводится в несколько этапов. На первом — определяется номинальная траектория двухимпульсного выведения КА на высокие орбиты ИСЛ. На втором этапе исследуется случай сообщения одного и двух корректирующих импульсов. То есть, наряду с двухимпульсным выведением рассматриваются еще и трехимпульсное, и четырехимпульсное. На третьем — приводятся численные и графические результаты анализа.

Представлены принятые оценки точности навигации КА на траектории полета к Луне, а также неточности исполнения импульсов скорости по модулю и по направлению. Расчеты проводятся как для заявленных ошибок навигации, так и для увеличенных в 1,5–3 раза. Приводятся оценки полученных результатов в сравнении с номинальными параметрами.

Для реализации коррекций используются: двигатель большой тяги (БТ) и четыре двигателя малой (МТ) тяги с характеристиками: двигатель БТ имеет тягу  $P = 4315$  Н, скорость истечения газов из сопла  $W_e = 3128,3$  м/с, импульс последствия  $J_{пл} = 1961$  Н·с, двигатель МТ имеет суммарную тягу  $P = 49,71$  Н, скорость истечения газов из сопла  $W_e = 2810,62$  м/с, импульс последствия  $J_{пл} = 1,879$  Н·с. В работе принято также, что начальная масса КА равна  $m_0 \approx 2040$  кг. Приводятся диапазоны сообщаемых импульсов скорости, в которых выгоднее применять двигатели БТ или МТ.

Геоцентрическое эллиптическое движение КА на траектории перелета Земля–Луна, до границы СДЛ, моделируется в рамках задачи четырех тел с учетом возмущений от нецентральности гравитационного поля Земли в разложении геопотенциала в ряд по сферическим функциям вплоть до 8 порядка и 8 степени, а также центральных полей Луны и Солнца [6]. Далее, внутри СДЛ, селеноцентрическое движение КА на высокую орбиту ИСЛ с учетом коррекции происходит при подлете КА к Луне по гиперболической орбите, а затем продолжается по высокоэллиптическим орбитам. Селеноцентрическая траектория моделируется также в рамках задачи четырех тел — КА, Луна с учетом возмущений при разложении селенопотенциала в ряд по сферическим функциям вплоть до 8 порядка и 8 степени, а также центральных полей Земли и Солнца [6].

Для каждой из трех схем выведения на конечную орбиту проводится массовый расчет, состоящий из 10 тысяч случайных реализаций [7]. При этом рассматриваются разные варианты решения: например, в первом случае, когда конечное время выведения  $t_f$  свободно, а контролируются только конечные радиус  $a_f$  и наклонение  $i_f$  — решается двухпараметрическая краевая задача. Во втором случае, когда контролируются все три представленные выше величины, решается трехпараметрическая краевая задача. Для двухпараметрической задачи варьируемыми параметрами могут быть величины приращений скорости по радиальному направлению  $\Delta V_r$  и проекции приращений скорости на биссектрису плоскости ( $nb$ ), задаваемой трансверсалью  $n$  и би-



нормалью  $b$  —  $\Delta V_{nb}$ , а для трехпараметрической задачи — приращения характеристической скорости на оси MJ2000  $\Delta V_x$ ,  $\Delta V_y$  и  $\Delta V_z$  или приращения скорости в орбитальной системе координат  $rmb$   $\Delta V_r$ ,  $\Delta V_n$  и  $\Delta V_b$ . Краевая задача решается с помощью итерационного метода Ньютона.

На третьем этапе приводятся численные и графические результаты. В заключении делаются выводы о практическом применении таких траекторий. Оценено влияние ошибок навигации на рассмотренную траекторию. Проведенный анализ показал, что рассмотренная реализация траектории с двухимпульсным (в номинале) маневром торможения при переходе на высокую круговую орбиту ИСЛ с учетом коррекции приводит к появлению одного или двух корректирующих импульсов, при этом схема перехода преобразуется из двухимпульсной в трех- или четырехимпульсную. Анализ показал, что по точности выведения на конечную орбиту ИСЛ, а также по величине затрат суммарной характеристической скорости наилучшим представляется вариант четырехимпульсной схемы с последовательным приложением двух несвязанных импульсов скорости коррекции через  $\sim 1$  сутки. Данный интервал выбран для накопления мерной базы измерений [8]. При этом суммарная характеристическая скорость возрастает на  $\sim 10$  м/с. Более плохим является вариант с трехимпульсной схемой выведения со свободным конечным временем  $t_f$ , при этом суммарная характеристическая скорость возрастает на  $\sim 47$  м/с.

## Литература

- [1] Гордиенко Е.С., Ивашкин В.В., Симонов А.В., Розин П.Е. Анализ траекторий выведения КА на высокие круговые орбиты искусственного спутника Луны с использованием двухимпульсного торможения. *Вестник НПО С.А. Лавочкина*, 2023, № 2 (60), с. 27–37.
- [2] Гордиенко Е.С., Ивашкин В.В. Использование трехимпульсного перехода для выведения космического аппарата на орбиты искусственного спутника Луны. *Космические исследования*, 2017, т. 55, № 3, с. 207–217.
- [3] Гордиенко Е.С. Методика оптимального выведения космического аппарата на высокие круговые орбиты искусственного спутника Луны. Автореф... дис. канд. техн. наук. Москва, 2019, 16 с.
- [4] Гордиенко Е.С., Ивашкин В.В., Симонов А.В., Розин П.Е. Анализ траекторий выведения космического аппарата на высокие круговые орбиты искусственного спутника Луны. *Космические исследования*, 2022, т. 60, № 3, с. 1–11.
- [5] Муртазин Р.Ф. Эффективное выведение космического аппарата на высокую круговую окололунную орбиту. *Космонавтика и ракетостроение*, 2019, № 3, с. 5–12.
- [6] Folkner W.M., Williams J.G., Boggs D.H. *The Planetary and Lunar Ephemeris DE 421*. 2009, JPL IOM 343R-08-003.
- [7] Зеленцов В.В. Основы баллистического проектирования искусственных спутников Земли. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2012, 174 с.
- [8] Тучин А.Г. Определение параметров движения КА по результатам измерений при наличии шума в динамической системе. *Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша РАН*, 2004, № 2, 32 с.



УДК 629.7

## Уравнения углового движения спускаемого аппарата управляемого смещением центра масс

Кухаренко Андрей Сергеевич

kuharenko-as@mail.ru

Обносов Константин Борисович

obnosov@bmstu.ru

Игнатов Александр Иванович

ignatov@bmstu.ru

Корянов Всеволод Владимирович

vkoryanov@bmstu.ru

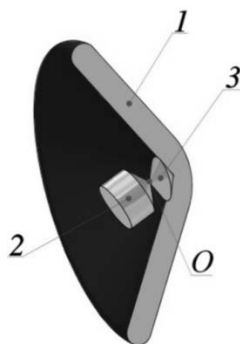
МГТУ им. Н.Э. Баумана

*Рассмотрен спускаемый аппарат, оснащенный надувным тормозным устройством и управляемый методом смещения центра масс. Смещение центра масс реализовано за счет поворота полезной нагрузки. Составлены уравнения математической модели углового движения спускаемого аппарата для двух случаев поворота полезной нагрузки (рассмотрено в двух случаях). В первом случае управление отсутствует и полезная нагрузка неподвижна. Во втором случае выполнено управление спускаемым аппаратом и угловое положение полезной нагрузки изменяется. Предложена схема экспериментального устройства, которое позволит верифицировать полученные в работе уравнения математической модели.*

**Ключевые слова:** смещение центра масс, надувное тормозное устройство, управление вращательным движением, поворотное устройство

В работе рассмотрено управление вращательным движением спускаемого аппарата оснащенного надувным тормозным устройством. Метод управления движением спускаемым аппаратом основан на смещении его центра масс. Смещение центра масс при управлении происходит за счет изменения углового положения полезной нагрузки [1].

На рис. 1 представлен исследуемый в работе спускаемый аппарат.



**Рис. 1.** Схема рассматриваемого спускаемого аппарата:

1 — надувное тормозное устройство; 2 — полезная нагрузка (космический аппарат);  
3 — поворотное устройство

Полезная нагрузка поворачивается относительно точки сопряжения с поворотным устройством (на рис. 1 данная точка обозначена  $O$ ).

Рассмотренный метод управления имеет некоторые особенности, к которым необходимо отнести:

Изменение массово-инерционных характеристик спускаемого аппарата, возникающее в результате управляющего воздействия.

Управление угловым положением элементов спускаемого аппарата вызывает изменение моментов внешних сил действующих на спускаемый аппарат.

Целью данной работы является разработка математической модели углового движения рассматриваемого спускаемого аппарата.

При составлении математической модели углового движения приняты допущения о том, что деформация надувного тормозного устройства отсутствует. Так же в работе принято допущение, что полезная нагрузка и надувное тормозное устройство связаны цилиндрическим шарниром. Цилиндрический шарнир позволяет рассматривать поворот полезной нагрузки в одной плоскости. При отсутствии управления спускаемый аппарат считается единым твердым телом, а при осуществлении управления спускаемый аппарат представлен в виде системы двух твердых тел.

Для достижения поставленной цели в работе составлена математическая модель углового движения спускаемого аппарата для статически повернутой полезной нагрузки, а также математическая модель углового движения в процессе поворота полезной нагрузки (т. е. при осуществлении управления).

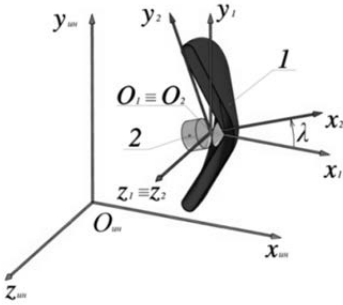
Уравнения математической модели при статическом положении полезной нагрузки составлены с применением теоремы об изменении кинетического момента [1, 2].

Использование теоремы об изменении кинетического момента для вывода уравнений математической модели в случае выполнения управления движением спускаемого аппарата затруднено. Данное затруднение связано с тем, что требуется учитывать изменение инерционных свойств спускаемого аппарата в процессе управления. Использование уравнений Лагранжа 2-го рода не требует учета изменения инерционных свойств. Таким образом, угловое движение спускаемого аппарата в процессе поворота полезной нагрузки рассмотрено с применением уравнения Лагранжа 2-го рода [3, 4].

Для записи уравнений Лагранжа 2-го рода составлено выражение для кинетической энергии углового движения спускаемого аппарата. Кинетическая энергия углового движения элементов спускаемого аппарата вычислена относительно точки сопряжения полезной нагрузки и поворотного устройства (рис. 2). Запись выражений для расчета кинетической энергии выполнена с применением четырех обобщенных координат  $\gamma, \psi, J, \lambda$  (рис. 3).

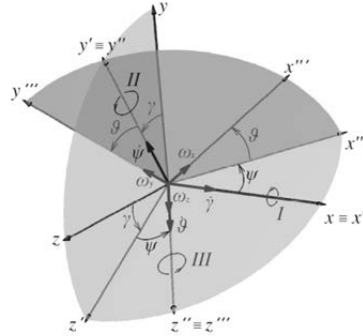
На рис. 2 приняты следующие обозначения:  $O_{ин}x_{ин}y_{ин}z_{ин}$  — инерциальная система координат;  $O_1x_1y_1z_1$  — система координат связанная с надувным тормозным устройством;  $O_2x_2y_2z_2$  — система координат связанная с полезной нагрузкой;  $\lambda$  — угол поворота полезной нагрузки относительно оси  $z_2$ ;  $O_1x_1$ ,

$O_1y_1, O_1z_1$  — главные оси инерции надувного тормозного устройства;  $O_2x_2, O_2y_2, O_2z_2$  — главные оси инерции полезной нагрузки.



**Рис. 2.** Схема к записи кинетической энергии спускаемого аппарата относительно шарнира:

1 — надувное тормозное устройство; 2 — полезная нагрузка (космический аппарат);  $O_1 \equiv O_2$  — точка сопряжения полезной нагрузки и поворотного устройства (оставить только точку  $O$ )



**Рис. 3.** Обобщенные координаты

При выводе уравнений принято допущение о том, что  $\dot{\gamma} = 0$ ;  $\gamma = 0$ ;  $\dot{\psi} = 0$ ;  $\psi = 0$ . Так же принято допущение, что на спускаемый аппарат действуют только моменты  $M_{z1}$  и  $M_{z2\text{упр}}$ . В этом случае обобщенными силами  $Q_i$  являются проекции моментов  $M_{z1}$  и  $M_{z2\text{упр}}$  на оси элементарных поворотов. Для принятых обобщенных координат, обобщенные силы соответственно равны:

$$Q_\gamma = 0; \quad Q_\psi = 0; \quad Q_J = M_{z1}; \quad Q_\lambda = M_{2\text{упр}z}.$$

Таким образом получены уравнения углового движения спускаемого аппарата в плоскости поворота полезной нагрузки:

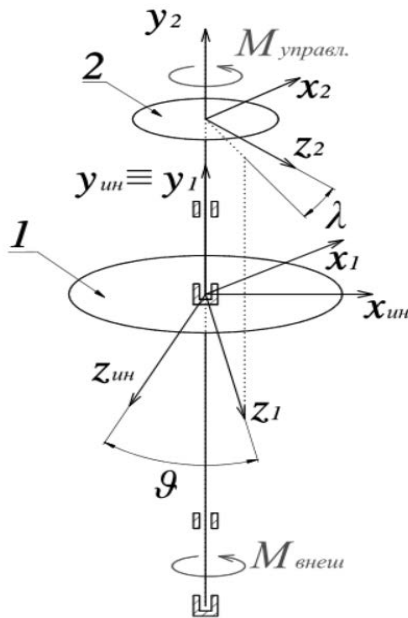
$$\ddot{\vartheta} = \frac{M_{z1}}{J_{\text{HTV}z1} + J_{\text{KA}z2}} - \frac{J_{\text{KA}z2}\ddot{\lambda}}{J_{\text{HTV}z1} + J_{\text{KA}z2}}; \quad (1)$$

$$\ddot{\lambda} = \frac{M_{\text{упр}z2}}{J_{\text{KA}z2}} - \ddot{\vartheta}. \quad (2)$$

В уравнениях (1), (2) приняты следующие обозначения:  $M_{z1}$  — проекция момента внешних сил на ось  $Oz_1$ ;  $M_{\text{упр}z2}$  — проекция управляющего момента

на ось  $Oz_2$  (момента создаваемого поворотным устройством для поворота полезной нагрузки);  $J_{HTY_{z1}}$  — момент инерции надувного тормозного устройства, совмещенного с поворотным устройством относительно оси  $Oz_1$ ;  $J_{KA_{z2}}$  — момент инерции полезной нагрузки относительно оси  $Oz_2$ .

Для верификации полученного уравнения углового движения в работе предложена схема экспериментального устройства (рис. 4). Данная установка позволит определить изменение угловых величин  $\vartheta$  и  $\lambda$  от времени.



**Рис. 4.** Схема экспериментального устройства:  
1 — несущее тело; 2 — несомое тело

На рис. 4 приняты следующие обозначения:  $M_{управл.}$  — момент действующий на несомое тело относительно оси  $Oy_2$ ;  $M_{внеш.}$  — момент действующий на несущее тело относительно оси  $Oy_1$ .

Уравнения углового движения элементов стенда представлены выражениями

$$\ddot{j} = \frac{M_{внеш.}}{J_{1y1} + J_{2y2}} - \frac{J_{2y2} \ddot{\lambda}}{J_{1y1} + J_{2y2}}; \quad (3)$$

$$\ddot{\lambda} = \frac{M_{управл.}}{J_{2y2}} - \ddot{j}. \quad (4)$$

Данные уравнения аналогичны уравнениям движения спускаемого аппарата. Таким образом данная установка позволит определить изменение угловых величин  $\vartheta$  и  $\lambda$ . Сопоставление характера изменения угловых величин полученных в результате эксперимента с численным решением уравнений углового движения, позволит подтвердить правильность полученной математической модели движения.

**Выводы.** В работе представлены уравнения углового движения спускаемого аппарата учитывающие управление угловым положением полезной нагрузки.

Уравнения составлены для случая, когда на СА действуют моменты внешних сил относительно оси  $z_1$  системы координат, связанной со спускаемым аппаратом.

При принятых в работе допущениях угловое движение спускаемого аппарата происходит в одной плоскости.

Для верификации уравнений углового движения спускаемого аппарата предложена схема экспериментального устройства, которое позволит определить изменение угловых величин  $\vartheta$  и  $\lambda$  от времени.

## Литература

- [1] Кухаренко А.С., Корянов В.В. Угловое движение спускаемого аппарата при управлении методом поворота полезной нагрузки. *Вестник Московского авиационного института*, 2023, т. 30, № 3, с. 174–186.
- [2] Дмитриевский А.А., Казаковцев В.П., Устинов В.Ф., Лысенко Л.Н., Жилейкин В.Д., Кольцов Ю.Ф. *Движение ракет*. Москва, Военное издательство, 1968.
- [3] Космодемьянский А.А. *Курс теоретической механики*. Москва, Просвещение, 1966.
- [4] Дронг В.И., Дубинин В.В., Ильин М.М. и др. *Курс теоретической механики*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2005, 736 с.

УДК 004.89

## Применение нейронных сетей для проведения маневра сближения космических аппаратов

Коцько Павел Анатольевич

e49212@voenmeh.ru

БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова

*Рассмотрена стратегия управления маневрами сближения космических аппаратов на основе нейронной сети. Использовались два метода обучения нейронной сети: с учителем (Supervised Learning) и с подкреплением (Reinforcement Learning). Входными параметрами нейронной сети принимались ошибки вектора состояния космического аппарата, выходными - команды на изменение скорости. Представлены результаты моделирования стыковки космического аппарата с неманеврирующим целевым космическим аппаратом. Показано, что после процесса обучения, нейронная сеть способна сокращать погрешность взаимного положения при стыковке космических аппаратов.*

**Ключевые слова:** нейронная сеть, обучение с учителем, алгоритмы глубокого обучения, управление космическим аппаратом

Исследование стратегий управления маневрами сближения космических аппаратов представляет собой актуальную задачу, которая занимает важное место в орбитальной механике. Эта задача представляет интерес в контексте увеличивающегося количества космических объектов, включая искусственные спутники и космический мусор. Разрабатываемые в данный момент активные системы удаления космического мусора требуют осуществлять операции сближения и стыковки в автоматическом режиме. Осуществлять операцию стыковки необходимо также при сближении сервисных космических аппаратов со спутниками, требующими ремонта.

В условиях ограниченности ресурсов, таких как время маневра и объем доступного топлива, необходимость в оптимизации управляющих команд становится критичной. В данной работе для решения задачи сближения в условиях ограниченности ресурсов предлагается использовать искусственный интеллект, в частности машинное обучение и нейронные сети. Для этого был предложен алгоритм обучения нейронной сети, основанный на методах оптимизации.

Решение задачи сближения в данной работе заключается в минимизации параметров вектора состояния космического аппарата, таких как расстояние до целевого космического аппарата, компоненты вектора взаимной скорости преследующего и целевого космических аппаратов с учетом ограничений (например, максимальное ограничение по тяге) и требований безопасности (например, избегания столкновений).

Проблема управления космическим аппаратом при выполнении орбитального маневра сближения была преобразована в задачу обучения нейросети путем внедрения системы «поощрений». Данная система положительно

оценивает уменьшение ошибки вектора состояния космического аппарата и отрицательно оценивает чрезмерное использования энергии в ходе выполнения маневра, увеличение расстояния между аппаратами и несанкционированные столкновения между космическими аппаратами.

Для обучения нейросети был использован метод обучения «с учителем» (Supervised Learning). Для применения этого метода требуется собрать набор данных, который принято называть «обучающее множество» или Dataset. В контексте управления траекторией космического аппарата для получения обучающего множества применяются стохастические методы при вычисления оптимальных траекторий. Например, З. Ван использовал три нейронные сети для генерации оптимальных команд управления в реальном времени [1, 2]. Эти сети были предварительно обучены на данных, полученных из оптимизационных алгоритмов. В данной работе было проведено несколько исследований с помощью алгоритма обучения «с учителем», которые показали неудовлетворительные результаты вследствие ограниченного количества обучающего множества, которое, особенно в реальных условиях, достаточно трудно собрать. Это обстоятельство является одним из существенных минусов данного подхода к обучению нейронных сетей, выполняющих задачу стыковки.

Вторым методом обучения нейросети, используемым в данной работе, был модернизированный алгоритм глубокого обучения с подкреплением, (Reinforcement Learning). После обучения были получены результаты о взаимном положении в процессе сближения маневрирующего (преследователь) и неманеврирующего (цель) космических аппаратов.

Для того чтобы преследующий и целевой космические аппараты произвели маневр наиболее безопасно, рассматриваемая задача была разбита на две подзадачи:

– вывод преследующего космического аппарата в контрольную точку, расположенную непосредственно перед механизмом стыковки целевого космического аппарата;

– стыковка.

Для выполнения маневра сближения разработана стратегия управления, заключающаяся в использовании нейронной сети, которая в каждый момент времени выдает команды на изменение вектора скорости, полученные на основе ошибок вектора текущего состояния преследующего космического аппарата [3, 4].

На основе разработанного алгоритма было проведено исследование процесса сближения космических аппаратов с использованием методов глубокого обучения. Была успешно обучена нейронная сеть, которая отслеживает расстояние между преследующим и целевым космическими аппаратами, и по данному взаимному положению генерирует команды на изменение вектора скорости. Было проведено моделирование стыковки преследующего космического аппарата с целевым. Представлены результаты моделирования, пока-

зывающие преимущества данного метода обучения по сравнению с обучением «с учителем». Полученные результаты по длительности и точности маневра стыковки подтверждают возможность практического использования алгоритма глубокого обучения нейросети при проведении маневров сближения и стыковки.

### Литература

- [1] Wang Z., Jiang F., Zhou C. Real-time optimal control for spacecraft orbit transfer via multiscale deep neural networks. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 2018, vol. 55, no. 5, pp. 2436–2450.
- [2] Yin S., Wang Z., Cheng L. Low-thrust spacecraft trajectory optimization via a DNN-based method. *Advances in Space Research*, 2020, vol. 66, no. 7, pp. 1635–1646.
- [3] Shulman J., Wolski F., Klimov O. Proximal Policy Optimization Algorithms. *arXiv:1707.06347*, 2017. <https://doi.org/10.48550/arXiv.1707.06347>
- [4] Hovell K., Ulrich S. On deep reinforcement learning for spacecraft guidance. *AIAA SciTech 2022 Forum*, Orlando, FL, January 2022, 1600 p.



УДК 629.7

## Обеспечение автономных навигационных координатно-временных определений в системе ГЛОНАСС

Петров Сергей Дмитриевич<sup>1</sup>

s.d.petrov@spbu.ru

Трофимов Дмитрий Александрович<sup>1</sup>

dm.trofimov@gmail.com

Чекунов Илья Владимирович<sup>2</sup>

onip4@mail.ru

Смирнов Сергей Сергеевич<sup>1</sup>

microsoft-suxx@mail.ru

Усачев Вадим Александрович<sup>2</sup>

vau@bmstu.ru

<sup>1</sup> Санкт-Петербургский государственный университет<sup>2</sup> МГТУ им. Н.Э. Баумана

*В работе рассматривается проблема зависимости программно-аппаратного обеспечения навигационной аппаратуры потребителя (НАП) системы ГЛОНАСС от инфраструктуры GPS (Global Positioning System). Традиционно, сложилась ситуация, когда коммерческая НАП ГЛОНАСС для своей работы требует также приема сигналов GPS. В работе рассматриваются шаги, которые необходимо предпринять в программной части НАП и/или, сопряженных с ней вычислителях, чтобы обеспечить полностью автономную работу НАП ГЛОНАСС без необходимости приема и обработки сторонних навигационных сигналов.*

**Ключевые слова:** ГЛОНАСС, навигация, автономность, связь, алгоритм

Большая часть НАП ГЛОНАСС является одночастотной и при формировании навигационного решения полагается на бортовую ионосферную модель GPS, которую получает из навигационных сигналов космических аппаратов GPS. Алгоритм расчета ионосферной задержки основан на модели Клобушара 1987-го года. В настоящей работе предлагается избавиться НАП ГЛОНАСС от этой зависимости путем реализации в вычислителе самой НАП или в сопряженном с ней независимой современной ионосферной модели. При наличии связи НАП с глобальной сетью передачи данных предлагается реализовать точный расчет ионосферных задержек по доступным глобальным картам полного электронного содержания (ПЭС) ионосферы. Ожидаемая точность ионосферной задержки в таком случае — около 10 см. При отсутствии связи НАП с внешними сетями передачи данных предлагается выполнять расчет ионосферных задержек для данного пункта на заданный момент на основе авторской модели ионосферы с долгосрочным прогнозом. Ожидаемая точность оценки ионосферной задержки по расчетам составит 5–10 м при спокойной ионосфере. В результате выполненной работы представлен открытый алгоритм обработки одночастотных ГЛОНАСС-измерений, независимо от других спутниковых навигационных систем.

Двухчастотная НАП также задействует сигналы GPS при формировании точного абсолютного координатно-временного решения в силу особенностей современных алгоритмов [1–3]. Главным образом, данной проблеме подвер-

жены абсолютные координатные определения по двухчастотным данным. В самом деле, имеющиеся алгоритмы оценивания целочисленной неоднозначности фазы несущего сигнала в абсолютном режиме рассчитаны только на системы с кодовым разделением доступа, такие как GPS, GALILEO и BDS. В настоящей работе предлагается обобщение одного из существующих алгоритмов оценивания целочисленной неоднозначности фазы несущего сигнала для систем с частотным разделением доступа, таких как ГЛОНАСС. За основу взят алгоритм MLAMBDA [4]. В работе представлено обобщение алгоритма MLAMBDA на ГЛОНАСС-измерения. Реализация данного метода позволит построить полноценный алгоритм абсолютного прецизионного координатно-временного решения по ГЛОНАСС-измерениям без использования измерений других навигационных систем.

### Литература

- [1] Luo X., Richter B., Cole A. GLONASS Only and BeiDou Only RTK Positioning. Proceedings of the 27th International Technical Meeting of the Satellite Division of The Institute of Navigation (ION GNSS+2014), Tampa, Florida, September 2014, pp. 653–661.
- [2] Maciuk K. GPS-only, glonass-only and combined GPS+GLONASS absolute positioning under different sky view conditions. *Tehnicki vjesnik – Technical Gazette*, 2018, vol. 25 (3), pp. 933–939.
- [3] Teunissen P.J.G., Zaminpardaz S., Khodabandeh A. First Results of Glonass-Only Cdma+Fdma Integer Ambiguity Resolution. *European Navigation Conference (ENC)*, Dresden, Germany, 2020, pp. 1–10.
- [4] Chang X.W., Yang X., Zhou T. MLAMBDA: a modified LAMBDA method for integer least-squares estimation. *J Geodesy*, 2005, vol. 79, pp. 552–565.

УДК 521.181

## О новом способе ускорения расчета тяготения Земли

Вафин Карим Маратович

karim.vafin@mail.ru

Кузнецов Александр Алексеевич

kuznetsov.aa@mipt.ru

Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет)

*Труд посвящен вопросу расчета гравитационного потенциала Земли для задачи прогнозирования движения космических аппаратов в околоземном пространстве. Авторами предложен новый способ ускорения расчета силы тяготения с использованием многомерной интерполяции. Полученные результаты позволяют на порядок сократить время, затрачиваемое на расчет гравитационного потенциала, при удовлетворительном количестве используемой оперативной памяти.*

**Ключевые слова:** гравитационный потенциал Земли, многомерная интерполяция, прогнозирование движения космических аппаратов, узлы Чебышева — Лиссажу

В настоящее время развиваются следующие основные направления, связанные с освоением околоземного пространства:

- дистанционное зондирование Земли
- создание спутниковых группировок;
- система предупреждения об опасных ситуациях в околоземном пространстве;
- ведение каталогов искусственных космических объектов.

Каждое из этих направлений требует решения задачи прогнозирования движения космических объектов. С целью достижения высоких точностей численные методы прогнозирования используются наиболее часто. При численном решении дифференциального уравнения движения объекта возникает необходимость расчета силы тяготения Земли, эта операция может быть одной из наиболее вычислительно затратной при расчете правой части уравнения.

Согласно соглашениям IERS [1] гравитационный потенциал Земли представляется разложением в ряд по сферическим гармоникам:

$$U(r, \lambda, \varphi) = \frac{\mu}{r} \left( 1 + \sum_{n=1}^N \left( \frac{a}{r} \right)^n \sum_{m=0}^n P_{nm}(\sin\varphi) [C_{nm} \cos m\lambda + S_{nm} \sin m\lambda] \right),$$

где  $r, \lambda, \varphi$  — сферические координаты,  $C_{nm}, S_{nm}$  — коэффициенты разложения,  $N$  — количество учитываемых гармоник,  $\mu$  — гравитационный параметр Земли,  $a$  — радиус модели Земли,  $P_{nm}(x)$  — приведенный многочлен Лежандра. Для вычисления значения усеченного ряда такого вида существуют специальные алгоритмы [2–4], имеющие асимптотическую сложность  $O(N^2)$ , где  $N$  — количество учитываемых гармоник разложения.

Авторами предлагается использовать методы многомерной интерполяции для ускорения вычисления силы тяготения Земли. Использование трикубического сплайна [5] не приводит к удовлетворительным результатам из-за большого объема затрачиваемой памяти для хранения коэффициентов интерполяции. Одним из наиболее эффективных методов является интерполяция на узлах Чебышева — Лиссажу, описанная в [6]. В интересующей области расчета потенциала строится сетка в сферических координатах, состоящая из небольших подобластей — ячеек интерполяции. Гравитационный потенциал в каждой ячейке интерполяции приближается линейной комбинацией произведений многочленов Чебышева:

$$U(r, \lambda, \varphi) \approx \sum_{i,j,k=1}^{m_1, m_2, m_3} C_{ijk} T_i(r) T_j(\lambda) T_k(\varphi),$$

где выбором целых попарно взаимно простых чисел  $m_1, m_2, m_3$  определяется количество узлов интерполяции,  $C_{ijk}$  — коэффициенты интерполяции,  $T_i(x)$  — многочлен Чебышева порядка  $i$ . В каждой ячейке интерполяции рассчитываются узлы, затем в них вычисляется сумма усеченного ряда, и с помощью полученных значений определяются коэффициенты интерполяции. Точность интерполяционного приближения определяется количеством узлов и мелкостью построенной сетки. При увеличении точности расчета также увеличивается и память, затрачиваемая на хранение коэффициентов интерполяции.

В работе были исследованы зависимости ускорения расчета гравитационного поля от количества учитываемых гармоник и сложности интерполяции. Также были оценены ошибки построения траекторий при замене прямого расчета потенциала на приближенный в зависимости от объема памяти, требуемой для хранения коэффициентов интерполяции.

## Литература

- [1] McCarthy D.D. *IERS Technical note 13*. Observatoire de Paris. Central Bureau of IERS, Paris, 1992.
- [2] Zanardi M.C. et al. High Order and Degree Geopotential and Derivatives Computation Based on the Clenshaw Summation. *Applied Mechanics and Materials*, 2015, vol. 706, pp. 191–205.
- [3] Pines S. Uniform representation of the gravitational potential and its derivatives. *AIAA Journal*, 1973, vol. 11, no. 11, pp. 1508–1511.
- [4] Tscherning C.C., Pöder K. Some geodetic applications of Clenshaw summation. 1982.
- [5] Lekien F., Marsden J. Tricubic interpolation in three dimensions. *International Journal for Numerical Methods in Engineering*, 2005, vol. 63, no. 3, pp. 455–471.
- [6] Dencker P., Erb W. Multivariate polynomial interpolation on Lissajous — Chebyshev nodes. *Journal of Approximation Theory*, 2017, vol. 219, pp. 15–45.

УДК 629.7

## Расчет аэродинамических характеристик объемных тел с помощью панельных методов

Денисов Михаил Алексеевич

mikdenisov@gmail.com

Майорова Вера Ивановна

mayorova@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

*Рассмотрены вопросы расчета аэродинамических характеристик объемных замкнутых и разомкнутых профилей с помощью панельных и вихревых методов. Приводятся методы построения и написания программного обеспечения, предназначенного для расчета внешнего течения около трехмерных тел в линеаризованной постановке. Рассматривается возможность расширения решения задачи обтекания в сверхзвуковой диапазон.*

**Ключевые слова:** аэродинамика, вихревые методы, панельные методы, бессточные методы

Современные тенденции проектирования сложных технических систем и летательных аппаратов часто подразумевают тесное взаимодействие нескольких команд и активное внедрение методик быстрых оценок проектных и конструктивных характеристик летательных аппаратов, так как для обеспечения подобного тесного взаимодействия часто возникают ситуации, в которых важно оперативно получить предварительную оценку различных аспектов проектируемой системы.

Подобные вопросы включают:

- вопросы аэродинамических характеристик винтовых систем и сложных систем поверхностей при их параметрическом исследовании;
- оценки интерференционных взаимодействий систем аэродинамических профилей;
- оценку возможности наступления флаттера составных частей летательного аппарата.

Одними из наиболее времязатратных (как по времени, так и по вычислительным ресурсам) часто являются расчеты, относящиеся к области вычислительной гидро- и аэродинамики. В реальных условиях часто возникает необходимость сокращения времени подготовки и проведения расчетов и возможности реализации производных расчетов, опирающихся на исследование аэродинамики летательного аппарата: напряженно-деформированного состояния тел, содержащих аэродинамические поверхности, задач аэроупругости, флаттера, и теплового состояния. Полноразмерные исследования задач сеточными методами, хотя и производят наиболее точные результаты, часто не позволяют получить какие-либо заключения на начальных этапах проектирования и поиска возможных решений, а большие затраты машинного времени снижают его продуктивность.

Одним из выходов из подобной ситуации может стать формирование математической модели и программного обеспечения, построенных на менее требовательных к расчетной области бессеточных методах, в частности, вихревых методах [1, 2]. Вихревыми методами собирательно называются численные методы, позволяющие моделировать течение идеальной (или вязкой и несжимаемой) среды.

Существует несколько модификаций вихревых методов для моделирования двумерных и пространственных течений, иногда существенно отличающихся друг от друга как в части реализации отдельных операций и алгоритмов, так и в смысле используемых методов и подходов. Однако их общей особенностью является то, что первичной расчетной величиной является завихренность, а ее распределение в области течения моделируется большим количеством отдельных вихревых элементов. Каждый вихревой элемент генерирует «элементарное» поле скоростей во всей области течения, а общее поле скоростей является суперпозицией этих «элементарных» полей и выражается с помощью закона Био — Савара.

В докладе показаны результаты создания программного обеспечения, производящего расчеты обтекания аэродинамических конфигураций потоком на основе панельных методов для двух- и трехмерного случаев. Произведена верификация двухмерных и трехмерных методов с данными, полученными в других программных комплексах различными методами (X-FOIL [3], Ansys Fluent). Для двухмерного случая дополнительно произведена валидация по экспериментальным данным.

Для трехмерного случая показаны основные этапы расчетной схемы, указаны основные проблемы и недостатки, имеющиеся в программе на данный момент, границы применимости и допущения, используемые при расчете. Рассматриваются методы описания тел в трехмерной постановке и различия между ними. Проводится оценка устойчивости расчетной модели и рассматриваются ограничения текущей вихревой модели при расширении ее области адекватности в область сверхзвукового течения [4].

Вихревые методы на данный момент недостаточно хорошо встроены в рабочий процесс и требуют дополнительной модификации для решения актуальных задач. Тем не менее, использование вихревых методов для оценки аэробаллистических и прочностных характеристик летательных аппаратов может существенно сократить время расчетов при моделировании обтекания тел в сравнении с сеточными методами, широко применяемыми сегодня, и привести к дополнительному снижению затрат за счет возможности своевременной выдачи исходных данных.

---

**Литература**

- [1] Erickson L. *Panel methods: An introduction*. NTRS – NASA Technical Reports Server, 1991.
- [2] Марчевский И.К. Разработка и реализация Т-схем численного решения граничных интегральных уравнений в математических моделях вихревых методов вычислительной гидродинамики. Дис. ... д-ра физ.-мат. наук, 2021.
- [3] Drela M., *Aero, M.I.T. Astro: XFOIL 6.94 User Guide*. Harold Youngren, Aircraft, 2001.
- [4] Soviero P., Resende H. Generalized vortex lattice method for oscillating lifting surfaces in planar supersonic flow. 1996. <https://doi.org/10.2514/6.1996-2491>

УДК 681.5

## Организации группы летательных аппаратов

Кириллов Артем Владиславович

artyomkirillo97@yandex.ru

БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова

*В рамках доклада приводится анализ результатов проведенной серии модельных экспериментов по управлению движением группы беспилотных летательных аппаратов, при различных организационных структурах (централизованные, децентрализованные и комбинированные образования). Проводится сравнительная оценка эффективности применяемых для данных объединений методов управления, обеспечивающих выполнение широко распространенных задач, а также оценка их реальной применимости в рамках существующих и потенциально возможных задач.*

**Ключевые слова:** управление движением, централизованное управление, децентрализованное управление, рой, модельный эксперимент

На текущий момент ничем не сдерживаемый процесс планомерного внедрения малых беспилотных аппаратов, подстегиваемый их относительной дешевизной разработки и внедрения, выходит на новый виток. Если возможности любого отдельно взятого аппарата в первую очередь ограничены его технической реализацией, то предел возможностей группы, сформированной из тех же аппаратов, определяется их взаимодействием. На первый план выходят вопросы об объединении аппаратов в единые рабочие группы, выполняющие единую задачу и об управлении подобными группами [1], чему и посвящено исследование.

Задача всегда первична управлению и при этом является одним из элементов его определяющих наряду с возможностями управления отдельным аппаратом. Специфика задачи обуславливает специфику управления, однако можно выделить ряд типичных задач [2, 3], что и были рассмотрены в ходе исследования:

- «картографирование» территории;
- поиск на территории;
- формирование строя (формации);
- перемещение строем (формацией).

В ходе моделирования предполагалось, что каждый аппарат оснащен следящей аппаратурой: средствами коммуникации, которые характеризуются пропускной способностью информационного канала и дальностью действия; вычислителем, который характеризуется количеством возможных вычислений в единицу времени.

Были рассмотрены следующие варианты объединения аппаратов в группы.

1. Единоначалие — управление каждым аппаратом вырабатывается в единственном головном центре принятия решений.



2. Иерархическая — вводятся звенья группы, в каждом из звеньев управление аппаратами вырабатывает локальный центр принятия решений (звена), а управление звеном вырабатывается в головном центре.

3. Децентрализованный рой — каждый аппарат сам вырабатывает свое управление, головной центр выдает команду всей группе.

4. Роевые звенья — основная масса аппаратов звена сама вырабатывает свое управление, придерживаясь «центрального» аппарата звена, управление которого вырабатывается в головном центре.

При решении задач рассматривалась динамика движения аппаратов в горизонтальной плоскости.

В рамках задачи «картографирования» территории предполагается, что каждый аппарат «замечает» круг на исследуемой территории. Это продолжается до тех пор, пока вся заданная область не станет «картографирована». Очевидно, централизованные методы, учитывая возможности аппаратов, обеспечивают наиболее оптимальное их распределение и, как следствие, лучшее покрытие исследуемой области, что подтверждается результатами моделирования. Скорость выполнения задачи централизованным методом пропорциональна количеству используемых аппаратов, а в рамках данной задачи введение многоуровневой иерархии позволило использовать относительно простую гетерогенную группу для быстрого и точного «картографирования». Использование роевого подхода обеспечивает регулярное повторное исследование уже известных «картографированных» областей, а полный анализ области требует избыточного количества времени. Роевые звенья по скорости исследования существенно превосходят стандартный рой, и при большой концентрации аппаратов по эффективности приближаются к иерархическим методам.

В рамках задачи поиска на территории, предполагалось, что каждый аппарат может «заметить» искомое на исследуемой области в некоторой окружности, центром которой является. Моделирование продолжается до тех пор, пока искомое не будет найдено. Было рассмотрено статическое и динамическое искомое. Определено, что увеличение количества аппаратов обеспечило повышение эффективности для каждого из рассмотренных методов, однако наиболее рациональным с позиции применения следует признать чистый роевой, как проще всего реализуемый и роевые звенья как, наилучшее сочетание иерархического распределения зон поиска с локальными роями данных областях.

Формирование и перемещение строя (формации) на сегодня являются наиболее проработанными задачами. Централизованные подходы управления обеспечивают высокую точность позиционирования отдельных аппаратов и позволяют получать заданные пространственные конфигурации. Роевые методы же, в свою очередь могут формировать или «облака» аппаратов в заданной области, либо конфигурации из правильных многоугольников [4] и их комбинации.

На данный момент не существует единственного подхода к решению задач управления. Для синтеза подобного универсального метода, наиболее перспективным видится выявление паттернов в уже применяемых методах и их ситуационное применение.

### Литература

- [1] Tahir A., Böling J., Haghbayan M.-H., Toivonen H., Plosila J. Swarms of Unmanned Aerial Vehicles — A Survey. *Journal of Industrial Information Integration*, 2019, vol. 16, art. 100106. <https://doi.org/10.1016/j.jii.2019.100106>
- [2] Каляев И.А., Гайдук А.Р., Капустян С.Г. *Модели и алгоритмы коллективного управления в группах роботов*. Москва, Физматлит, 2009, 280 с.
- [3] Белоглазов Д.А., Гайдук А.Р., Косенко Е.Ю., Медведев М.Ю., Пшихопов В.Х., Соловьев В.В., Титов А.Е., Финаев В.И., Шаповалов И.О. *Групповое управление подвижными объектами в неопределенных средах*. Москва, ФИЗМАТЛИТ, 2015, 305 с.
- [4] Иванов Д.Я. Формирование строя группой беспилотных летательных аппаратов при решении задач мониторинга. *Известия ЮФУ. Технические науки*, 2012, т. 4, № 129, с. 219–224.

УДК 681.7

## Современные способы и средства оптической связи для межспутниковых трактов

Кальницкий Игорь Евгеньевич

igor.kalnitskiy@rsce.ru

Пичугин Сергей Борисович

sergey.pichugin@rsce.ru

ПАО «РКК «Энергия»

*Исследуются возможности оптических средств, применяемых для межспутниковой связи. Приведены перечни средств, используемых для пространственного сканирования оптического луча и средств для модуляции оптического сигнала с целью передачи информации. Задан перечень критериев, в соответствии с которыми осуществляется выбор средств для условий функционирования выбранного типа космического аппарата. Представлены результаты выбора типов средств оптического тракта, наиболее приемлемых для условий функционирования орбитальной станции на основе заданного перечня критериев.*

**Ключевые слова:** лазер, оптическая связь, модуляция, интерферометр Маха-Цендера, рельефографические модуляторы света

Перспективным направлением развития межспутниковой связи является применение для этой цели оптических средств. Эффективность использования средств оптической связи на борту космического аппарата обуславливается учетом особенностей его функционирования и применения. При выборе средств оптической связи для космического аппарата следует руководствоваться набором критериев, которые выбираются также на основе особенностей его функционирования. Таким образом формулируется научная задача обоснования выбора заданных средств оптической связи на базе выбранного множества критериев, соответствующих особенностям функционирования космического аппарата.

Для решения поставленной научной задачи наибольшую значимость имеют средства, обеспечивающие пространственное сканирование, а также средства, обеспечивающие передачу информации в оптических межспутниковых трактах космического аппарата заданного типа в соответствии с условиями его функционирования.

В числе известных на сегодняшний день средств, обеспечивающих пространственное сканирование оптическим лучом, можно привести следующие [1, 2]:

- рельефно-фазовые или рельефографические модуляторы света (LMR);
- микрозеркальные модуляторы света (DMD);
- жидкокристаллические модуляторы света (LCos).

Для передачи информации на настоящий момент известны средства, основанные на следующих способах модуляции электромагнитных волн оптического диапазона [3]:

- модуляция на основе электрооптического эффекта Керра;

- модуляция на основе электрооптического эффекта Поккельса;
- модуляция на основе интерферометра Маха — Цендера;
- модуляция на основе акустооптического эффекта;
- модуляция на основе электроабсорбционного эффекта Франца — Келдыша;
- модуляция на основе магнитооптического эффекта Фарадея.

Набор критериев для оценки применимости тех или иных средств, обеспечивающих связь в межспутниковом тракте космического аппарата, определялся экспертным методом. В соответствии с данным методом был определен тип космического аппарата — орбитальная станция, и, соответственно, условия ее функционирования. В результате был определен следующий перечень критериев:

- допустимый сектор сканирования;
- скорость сканирования;
- скорость передачи информации (информативность);
- габариты;
- масса;
- температурный режим;
- простота изготовления и возможности локализации в условиях России.

Выбор каждого из перечисленных методов объяснялся следующими соображениями.

Применяя выбранные критерии оценки к известным на текущий момент средствам пространственного сканирования и передачи информации, удалось ранжировать их по перспективе применения для межспутникового тракта орбитальной станции. Наивысший ранг присвоен модуляторам рельефно-фазовому и электрооптическому на основе электроабсорбционного эффекта Франца — Келдыша, обеспечивающим пространственное сканирование и передачу информации, соответственно.

## Литература

- [1] Гуцо Ю.П., Гуцо М.А., Бурага А.В. Фазовый модулятор света «Рельеф» и его применения. *Инновационные технологии в промышленности и информатике. Междунар. науч.-техн. конф.: сб. тр.* Москва, МИРЭА, 2017, с. 600–603.
- [2] Гибин И.С., Козик В.И., Нежевенко Е.С., Сидоренко В.М., Хатункин В.В. Микрозеркальный модулятор для инфракрасных имитационно-моделирующих стендов. *Научный вестник НГТУ*, 2018, т. 71, № 2, с. 75–84.
- [3] Якушенков П.О. Оптические модуляторы света. *Фотоника* 2019, т. 13, № 6, с. 594–602.

УДК 621.39

## Обобщенная модель спутника ретранслятора с функцией маршрутизации и межспутниковыми трактами

Пичугин Сергей Борисович

sergey.pichugin@rsce.ru

ПАО «РКК «Энергия»

*Рассматривается система связи, включающая орбитальную группировку спутников-ретрансляторов с функцией маршрутизации сообщений (СРФМ) и абонентскими и межспутниковыми трактами. Представлена обобщенная модель рассматриваемой системы связи, реализованная на базе математического аппарата систем массового обслуживания, позволяющая оценить характеристики СРФМ для произвольного числа абонентских и межспутниковых трактов, а также для различных условий перекрытия зон обслуживания в абонентских трактах. Сделаны выводы об особенностях функционирования орбитальной группировки СРФМ, получены значения вероятностей нахождения исследуемой системы в состояниях от «все приборы системы свободны» до «все приборы системы заняты», что позволяет оценить вероятность доставки сообщения при произвольном числе ретрансляций.*

**Ключевые слова:** орбитальная группировка, спутник ретранслятор с функцией маршрутизации, системы массового обслуживания

Маршрутизация сообщений на борту СРФМ [1, 2] позволяет приблизить возможности спутниковой системы связи по передаче различных видов информации к возможностям наземных сетей 5-го поколения. Интерес представляют варианты баллистического построения орбитальной группировки спутниковой, когда зоны обслуживания спутников, входящих в ее состав не перекрывают, либо перекрывают друг друга. Для исследования работы орбитальной группировки, состоящей из спутников данного типа [3], были построены и исследованы математические модели на базе аппарата систем массового обслуживания.

В системе без перекрытия зон обслуживания сообщения от абонентов на СРФМ поступают либо абонентскому тракту из зоны обслуживания с интенсивностью  $I_0$ , либо, через соседние СРФМ, по межспутниковому тракту с интенсивностью  $I_2$ . Сообщения из абонентского тракта транслируются либо в абонентский тракт с вероятностью  $e_0$ , либо в межспутниковый тракт с вероятностью  $(1-e_0)$ . Сообщения межспутникового тракта с вероятностью  $e_2$  транслируются в межспутниковый и с вероятностью  $(1-e_2)$  — в абонентский тракт. Поток сообщений в обоих трактах — простейший. Время обслуживания сообщений в абонентском тракте распределено по экспоненциальному закону на приемнике с параметром  $m_{01}$ , на передатчике с параметром  $m_{02}$ . В межспутниковом тракте время обслуживания сообщений также распределено по экспоненциальному закону на приемнике с параметром  $m_{21}$ , на передатчике с параметром  $m_{22}$ . Для исследования данной системы и оценки ее

характеристик, в частности вероятности доставки сообщения, предложена двухфазная модель, которую можно назвать моделью  $2 \times 2$ .

В системе с перекрытием зон обслуживания добавлен абонентский тракт, частично перекрывающий соседнюю зону обслуживания, откуда сообщения поступают в виде простейшего потока с интенсивностью  $l_1$ . Время обслуживания сообщений в дополнительном абонентском тракте распределено по экспоненциальному закону на приемнике с параметром  $m_{11}$ . Поток сообщений из этого тракта может транслироваться на передатчик исходного абонентского тракта, либо в межспутниковый тракт. Для исследования данной системы и оценки ее характеристик, в частности вероятности доставки сообщения, предложена двухфазная модель, которую можно назвать моделью  $3 \times 2$ .

На основе дифференциальных уравнений Колмогорова при использовании обеих моделей, была получена обобщенная модель, позволяющая в стационарном режиме оценить вероятности возможных состояний системы с произвольным числом абонентских и межспутниковых трактов, а также для различных условий перекрытия зон обслуживания в абонентских трактах. Работоспособность обобщенной модели подтверждена методом имитационного моделирования.

С помощью обобщенной модели получены значения вероятностей нахождения исследуемой системы в состояниях от «все приборы системы свободны» до «все приборы системы заняты», что позволяет оценить вероятность доставки сообщения при произвольном числе ретрансляций в орбитальной группировке в произвольных направлениях доставки.

## Литература

- [1] Пичугин С.Б. Двухфазная модель многопролетной системы с дифференцированной пропускной способностью абонентских и межспутниковых трактов связи. *XLVII Академические чтения по космонавтике, посвященные памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых — пионеров освоения космического пространства: сб. тез.* Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2023, с. 367–367.
- [2] Пичугин С.Б. Модели массового обслуживания с простейшими потоками для низкоорбитальной спутниковой системы. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2022, № 1, с. 61–70. <https://doi.org/10.18698/05361044-2022-1-61-70>
- [3] Пичугин С.Б. *Спутниковый ретранслятор*. Патент № 2783202 Российская Федерация, 2022, бюл. № 31.

УДК 629.7

## Алгоритм расчета параметров управления движением баллистической ракеты на участке полета последней ступени

Шагин Павел Николаевич

shagin.p@mail.ru

*Военная академия РВСН имени Петра Великого*

*Рассматривается актуальный вопрос, направленный на совершенствование методов наведения с помощью нового представления алгоритма определения управляющих параметров в терминальном методе наведения баллистических ракет. Показано, что управляющие параметры рассчитываются без использования проекций вектора командной кажущейся скорости через преобразование невязок краевых условий. Сделаны выводы о применимости данного алгоритма.*

**Ключевые слова:** алгоритм, командная скорость, прогноз движения, управляющие параметры

В настоящий момент идет активная работа, как над созданием различных новейших ракетных комплексов баллистических ракет (БР), так и модификацией уже имеющихся. Основной задачей, ставящейся перед такими комплексами — безусловное поражение целей с заданной точностью. Реализация поставленной задачи возможна благодаря слаженной и отработанной работе всех систем и алгоритмов, входящих в состав ракетного комплекса. Процесс полета БР можно разделить на три основных участка — атмосферный полет БР, внеатмосферный полет БР и внеатмосферный полет боевой ступени [1]. В данной статье будет предложен подход к формированию программ управления на внеатмосферном активном участке траектории (АУТ) полета БР, гарантирующих решение задачи наведения при действии возмущений.

Ранее проведенные исследования и опыт разработок показали, что на участке полета первых двух ступеней БР целесообразно использовать жесткое наведение с отработкой заранее выбранных программ углов тангажа, рыскания и функциональных команд, а на участке полета третьей ступени использовать терминальный метод наведения. Принципиальным отличием терминального метода наведения от функционального является выработка управлений в процессе полета на основе решения краевой баллистической задачи с одним подвижным концом: краевые условия в каждой итерации изменяются в текущей точке траектории [2]. В каждом цикле наведения, найденные в предыдущем цикле значения параметров управления уточняются. По этой причине терминальные методы иногда называют итеративными.

Итерационная процедура типового терминального метода наведения включает в себя:

1) определение параметров движения БР в конечной точке участка выведения по методу коррелированной траектории  $\vec{r}_k, \vec{V}_k$ ;

2) определение параметров траектории при входе в плотные слои атмосферы  $V_{\text{вх}}, \theta_{\text{вх}}$  на высоте  $h_{\text{вх}}$ ;

3) определение координат точки падения в целевой системе координат ЦПб  $r_c = \{l_c, b_c\}$  и промаха  $\Delta r_c = \{\Delta L_c, \Delta B_c\}$ ;

4) определение поправки к начальной скорости пассивного участка траектории (ПУТ)  $V_k$ , исходя из представления промаха в виде линейной части разложения в ряд Тейлора, где матрица частных производных рассчитывается по аналитическим зависимостям кеплеровой теории;

5) определение требуемой кажущейся скорости и ее проекций на оси гирокосмической системы координат;

6) определение командной кажущейся скорости в текущий момент;

7) определение параметров требуемой ориентации (углы тангажа и рыскания) через проекции вектора командной кажущейся скорости при условии, что направление требуемого приращения кажущейся скорости совпадает с требуемым направлением продольной оси БР, т.е. с направлением вектора тяги [3].

В типовом алгоритме терминального метода наведения преобразование невязок в поправки к управляющим параметрам основано на представлении невязок функциями поправок к командной скорости в виде линейных членов разложения их в ряд Тейлора при использовании производных, вычисляемых по формулам кеплеровой теории. Эти производные не в полной мере соответствуют реальной траектории движения в нецентральном поле притяжения, особенно при больших дальностях полета. Наличие данных факторов приведет к неполному устранению невязок в динамической итерации [4].

В предложенном алгоритме преобразование невязок краевой задачи в поправки к управляющим параметрам осуществляется следующим образом.

Вместо определения невязки краевых условий в боковом направлении  $\Delta B$  определяется угловое отклонение плоскости прогнозируемого ПУТ от плоскости требуемой попадающей траектории на угол  $\Delta \psi_{V_k}$ . Этот угол определяется геометрически, как угол между нормальными ( $\vec{e}_{Ц}$  и  $\vec{e}_{ТП}$ ) к указанным плоскостям. Таким образом, угол  $\Delta \psi_{V_k}$  определяется по формуле

$$\Delta \psi_{V_k} = \arccos(\vec{e}_{Ц} \cdot \vec{e}_{ТП})$$

и принимается за требуемый угол курса  $\psi_V^{\text{TP}}(t)$ , ориентирующий вектор командной скорости  $W_{\text{ком}}$  в боковой плоскости до следующего уточнения курса, т.е. в течение одного цикла наведения  $T_{\text{ц.н}}$ .

Определение требуемого значения угла тангажа в предложенном алгоритме основано на геометрических связях между углом наклона вектора скорости к местному горизонту  $\theta_V$  и углом тангажа  $\vartheta_1$  в конечной точке участ-



ка траектории третьей ступени БР. При прогнозе ПУТ определяются значения углов входа абсолютной и относительной скоростей на условной границе плотной атмосферы. Угол входа абсолютной скорости на Кеплеровой траектории связан с углом бросания соотношениями интеграла площадей, который на реальной траектории в нецентральной поле притяжения незначительно отличается от угла бросания на кеплеровой траектории. При допущении о совпадении направлений векторов скорости и продольной оси БР в конце АУТ угол наклона вектора скорости  $\theta_{V_k}^{tp}$  становится равным углу бросания. Его значение достаточно точно определяется из скалярного выражения интеграла площадей кеплеровой траектории

$$r_k^{np} V_k^{np} \cos \theta_{V_k} = r_{bx} V_{bx} \cos \theta_{V_{bx}},$$

где все параметры кроме  $\theta_{V_k}$  известны при каждом прогнозе ПУТ. Требуемое значение угла тангажа в текущей точке траектории БР определяется из выражения

$$\vartheta_1^{tp}(t) = \theta_{V_k}^{tp}(t_k^{np}) - \Phi_{AUT}(t).$$

По найденным угловым параметрам определяется программа дальнейшего движения.

Результаты моделирования показали, что предлагаемый алгоритм расчета управляющих параметров позволяет обеспечить малую методическую ошибку и сократить операционные затраты БЦВМ.

## Литература

- [1] Новиков А.В. *Методы анализа точности выведения ракет-носителей*. Днепропетровск. Изд-во ЛИРА, 2017. – 276 с.
- [2] Горченко Л.Д. *Баллистические задачи подготовки данных*. Москва, ВА им. Ф.Э. Дзержинского, 1996, 95 с.
- [3] Лысенко Л.Н. *Наведение и навигация баллистических ракет*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2016, 445 с.
- [4] Горченко Л.Д., Нуждин Б.С. *Баллистическое моделирование движения ракет с учетом погрешностей геофизических факторов*. Москва, ВА РВСН имени Петра Великого, 2001, 87 с.

УДК 533

## Исследование аэродинамических характеристик крыла с различными вариантами перфорированных интерцепторов

Колтунович Марк Александрович

koltunovichma@student.bmstu.ru

Назарова Динара Камилевна

dknazarova@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

*Экспериментально определены аэродинамические характеристики симметричного профиля крыла с установленным перпендикулярно его верхней поверхности органом управления в виде плоской пластины — интерцептором в дозвуковом несжимаемом потоке воздуха. Рассмотрено 6 вариантов интерцепторов: пять перфорированных круглыми и прямоугольными отверстиями различной степени и с различным расположением отверстий и один без перфорации. Проведен сравнительный анализ аэродинамических коэффициентов профиля крыла с различными вариантами интерцепторов в диапазоне углов атаки от 0 до 20 градусов. Выявлено, что на величины аэродинамических коэффициентов профиля крыла летательного аппарата существенное влияние оказывают не только степень перфорации органа управления, но и форма отверстий, их диаметр и взаимное расположение.*

**Ключевые слова:** аэродинамические характеристики, симметричный профиль крыла, интерцептор, перфорация, дозвуковая аэродинамическая труба

Обтекание механизированных крыльев летательных аппаратов (ЛА) с отклоненными органами управления (ОУ) дозвуковым воздушным потоком часто сопровождается образованием отрывных и вихревых течений. Отрыв потока, срыв вихрей с кромок органов управления, а также воздействие оторвавшихся вихрей на поверхность аппарата может привести к колебаниям, вибрациям конструкции и повреждению обшивки ЛА [1, 2]. Для уменьшения вихреобразования рассматриваются различные конструктивные изменения в элементах механизации крыльев, к одному из возможных вариантов таких изменений можно отнести перфорацию управляющих поверхностей [1–5].

Органы управления ЛА с перфорацией должны сохранять способность генерировать управляющее усилие, однако при этом иметь минимальное негативное влияние на поверхности, обусловленное срывом вихрей. В работах [2–5] выявлено, что применение перфорации для органов управления в виде плоских пластин способствует дроблению крупных вихрей, уменьшению нестационарности отрывного следа, что приводит к снижению нагрузок на аппарат. При применении перфорации ОУ возможно варьировать большим количеством конструктивных параметров, таких как степень перфорации, форма, количество и диаметр отверстий, их расположение. Кроме этого, конфигурация и размеры органов управления, место их расположения на крыле также будут оказывать влияние на аэродинамические характеристики крыла и ЛА в целом. Таким образом, проведение комплексного анализа влия-

ния конструктивных параметров перфорации органов управления на аэродинамические характеристики крыла ЛА является актуальной задачей.

В рамках настоящего исследования рассмотрены 6 органов управления в виде плоских пластин — интерцепторов с различными параметрами перфорации: ее степенью, формой и расположением отверстий. Одна из исследуемых моделей ОУ представляла собой сплошную непроницаемую пластину. Интерцепторы изготовлены из фанеры, отверстия перфорации выполнены на лазерном станке, проведена постобработка поверхности с целью снижения шероховатости. Исследуемые органы управления закреплялись перпендикулярно верхней поверхности крыла с симметричным профилем ЦАГИ «В-12 %» и удлинением 3,9. Высота всех исследуемых интерцепторов составляла 15 %, а координата закрепления — 85 % по отношению к хорде крыла.

Модель крыла с интерцептором устанавливалась в рабочей части малоскоростной дозвуковой аэродинамической трубы кафедры СМ-3 МГТУ им. Н.Э. Баумана. Скорость набегающего потока в эксперименте составляла 25 м/с. Угол атаки изменялся в диапазоне от 0 до 20° с шагом 5°. Дополнительно рассмотрен угол атаки 17°, при котором наблюдается отрыв потока на крыле без интерцептора. В результате проведения эксперимента получены значения давлений в дренажных отверстиях на профиле крыла, находящемся в его центральном сечении. Так как удлинение крыла значительное, при обработке и анализе данных считалось, что на рассматриваемый профиль не влияют боковые кромки и он принадлежит крылу бесконечного размаха. По экспериментальным данным рассчитаны аэродинамические коэффициенты продольной  $s_x$ , нормальной  $s_y$  сил и момента тангажа  $m_z$  профиля крыла.

По результатам экспериментов установлено, что наличие всех рассмотренных типов перфорации интерцептора приводит к увеличению коэффициента нормальной силы, коэффициент продольной силы же изменяется незначительно по сравнению с аналогичными аэродинамическими коэффициентами профиля со сплошным ОУ во всем исследованном диапазоне углов атаки. В случае круглых отверстий на интерцепторе существенное влияние на аэродинамические характеристики профиля оказывает их расположение. При одинаковой степени перфорации коэффициент нормальной силы профиля возрастает в 1,5 раза больше по отношению к  $s_y$  профиля с интерцептором без перфорации в случае не линейного, а шахматного расположения отверстий. Если же отверстия перфорации имеют форму вытянутых по высоте интерцептора прямоугольников, их взаимное расположение не оказывает существенного влияния на аэродинамические коэффициенты профиля. Таким образом, можно сделать вывод, что на величины аэродинамических коэффициентов профиля крыла ЛА существенное влияние оказывают как степень перфорации органа управления в виде плоской пластины, так и форма отверстий, их диаметр и взаимное расположение.

## Литература

- [1] Wentz W., Ostowari Jr., Ostowari C., Seetharam H. Effects of design variables on spoiler control effectiveness, hinge moments and wake turbulence. *AIAA 19-th aerospace sciences meeting*, Louis, Missouri, January 12–15, 1981.
- [2] Слитинская А.Ю. *Применение пассивных методов управления обтеканием для улучшения взлетно-посадочных характеристик магистрального самолета*. Дис. ... канд. техн. наук. Жуковский, 2023, 121 с.
- [3] Lee T., Ko. L. PIV investigation of flowfield behind perforated Gurney-type flaps. *Exp. Fluids*, 2019, vol. 46, pp. 1005–1019.
- [4] Lee T. Aerodynamic Characteristics of Airfoil with Perforated Gurney-Type Flaps. *Journal of aircraft*, 2009, vol. 46, no. 2, pp. 542–548.
- [5] Iqbal M., Shah S., Hassan A. CFD Analysis of NACA-0012 Airfoil with Various Porous Gurney Flap Geometries. *International Conference on Applied and Engineering Mathematics (ICAEM)*, Taxila, Pakistan, 2019, pp. 231–236.

УДК 629.78

## Формирование математического подхода для выявления изменений в состоянии бортовых систем пилотируемого космического корабля

Лебедева Наталья Валерьевна  
Соловьев Сергей Владимирович

trigonella@mail.ru  
sergey.soloviev@scsc.ru

ПАО «РКК «Энергия»

*Рассмотрен комбинированный математический подход для выявления тенденций изменения значения телеметрического параметра при оперативной оценке состояния пилотируемого космического корабля. Вычислены корреляции между параметрами и проведен анализ возможного автоматического отделения нормотипичной тенденции от аномалии в работе бортовой системы. Рассмотрены и обоснованы комбинации способов анализа данных и приведения к единому виду решающей функции.*

**Ключевые слова:** пилотируемый космический корабль, оперативная оценка, телеметрическая информация, временные ряды, телеметрический параметр

**Введение.** В процессе полета пилотируемого космического корабля (ПКК) состояние его бортовых систем меняется значительным образом. Существующий и широко распространенный на сегодняшний день способ допускового контроля оставляет большой диапазон возможного изменения значения параметров телеметрической информации (ТМИ). Сочетание данных факторов приводит к тому, что тенденции в изменении состоянии, которые могут привести к неблагоприятным последствиям, выявить на ранних стадиях весьма затруднительно, а в некоторых случаях, когда имеет место динамическое изменение — невозможно [1, 2].

**Предлагаемый математический подход.** Для каждого состояния предлагается своя комбинация математического аппарата для поиска тенденций в изменении бортовых систем ПКК.

1. *Готовность.* Состояние готовности характеризуется стабильностью значений ТМП и наличием дискретного параметра, который принимает фиксированное значение. Для контроля в данном состоянии используются следующий метод с учетом анализа временных рядов: мониторинг стабильности математических ожиданий. Решающая функция представляет собой сумму отклонений от математического ожидания. При превышении отклонения решающая функция прибавляет значение 1 к предыдущему значению решающей функции. Граница суммы отклонений принимается для каждой бортовой системы исходя из статистических данных.

Решающая функция для этого периода:

$$Y_t = \begin{cases} \sum_{i=1}^n |M_{pi} - P_i(t)|, & \text{если } t < t_a; \\ x(t)H + \sum_{i=1}^n |M_{pi} - P_i(t)|, & \text{если } t \geq t_a, \end{cases}$$

где  $P_i(t)$  — значение  $i$ -го параметра на время  $t$ ;  $M_{pi}$  — математическое ожидание  $P_i$  параметра;  $n$  — количество учтенных параметров в решающей функции, в исследовании количество  $n$  совпадает с количеством параметров в системе;  $H \in R^n$  — физически возможный вектор направления распространения изменения значений ТМП;  $x(t)$  — скалярный процесс с неизвестными характеристиками, моделирующий изменения значений ТМП;  $t$  — время;  $t_a$  — время «разладки».[3]

2. *Динамика.* В состоянии динамики наблюдается изменение дискретного параметра и нестабильность математических ожиданий других параметров. Контроль в данном периоде включает следующие мероприятия с акцентом на анализе временных рядов: анализ изменения формул описывающих характер ТМП, методы анализа временных рядов, такие как сглаживание скользящим средним и экспоненциальное сглаживание, используются для отслеживания нестабильности значений ТМП во времени. Вычисление корреляции между «основным» параметром и зависимыми. Формирование решающей функции строится на корреляциях ТМП. Сравнение текущих значений с базовыми данными для выявления аномалий и нештатных ситуаций с применением анализа временных рядов.

Статистика полетов позволяет сформировать функцию, описывающую статистическое поведение параметров, входящих в состав контролируемой БС определенно. Критериями использования различных коэффициентов являются дискретные параметры, которые определяют скорость и плавность изменения параметров.

$$f_{\text{прогноз}}(t) = \begin{cases} P_{\text{прогноз}1}(t) = a_1 t^6 + b_1 t^5 + c_1 t^4 + d_1 t^3 + e_1 t^2 + g_1 t + P_{\text{исх}1}; \\ \dots \\ P_{\text{прогноз}n}(t) = a_n t^6 + b_n t^5 + c_n t^4 + d_n t^3 + e_n t^2 + g_n t + P_{\text{исх}n}, \end{cases}$$

где  $P_{\text{прогноз}i}(t)$  — функция поведения параметра  $P_i$  на интервале проведения динамической операции, выполненная на основании статистических данных;  $a_i \dots g_i$  — коэффициенты функции, позволяющие максимально точно описать статистические данные изменения поведения параметра  $P_i$  на интервале проведения динамической операции;  $P_{\text{исх}i}$  — начальная точка отсчета поведения параметра  $P_i$ , для исследования характерно равенство  $P_{\text{исх}i} = P_i(t=0)$ ;

$f_{\text{прогноз}}(t)$  — функция, описывающая статистическое поведение параметров входящих в состав контролируемой БС, критерием использования статистических параметров являются дискретные параметры (например, величина импульса для КДУ).

Решающая функция для этого периода:

$$Y_t = \begin{cases} \sum_{i=1}^n \left| \sigma_{P_{\text{реш}} - P_i} \right| + \sum_{i=1}^n \left| P_{\text{прогнози}}(t) - P_i(t) \right|, & \text{если } t < t_a; \\ x(t)H + \sum_{i=1}^n \left| \sigma_{P_{\text{реш}} - P_i} \right| + \sum_{i=1}^n \left| P_{\text{прогнози}}(t) - P_i(t) \right|, & \text{если } t \geq t_a, \end{cases}$$

где  $P_{\text{реш}}$  — выделенный заранее по статистическим данным параметр, относительно которого возможно структурировать динамику изменения;  $\left| \sigma_{P_{\text{реш}} - P_i} \right|$  — модуль отклонения корреляции между  $P_{\text{реш}}$  и другим параметром в этой БС [4].

3. *Переходный период*, характеризуется возвращением дискретного параметра к фиксированному значению и продолжающейся нестабильностью ТМП. Для контроля и анализа в данном периоде предлагается применять следующие методы с учетом анализа временных рядов: формирование обобщенного вектора состояния для ТМП, анализ его поведения со статистическим. На основе анализа данных временных рядов предпринимаются меры по коррекции и оптимизации процессов для восстановления стабильности, если это необходимо.

**Вывод.** Предлагаемое деление на периоды и комбинирование математических подходов позволяет оперативно выявлять не нормотипичные тенденции. Формирование на базе данного математического подхода программные средства показывают результаты по скорости и качеству выявления не нормотипичных тенденций. Применение алгоритма контроля состояния ПКК на базе сформированного математического подхода позволит заблаговременно определять потенциальные нештатные ситуации в процессе управления полетом.

## Литература

- [1] Соловьев В.А., Лысенко Л.Н., Любинский В.Е. *Управление космическими полетами. В 2 ч. Ч. 1.* Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2009.
- [2] Соловьев В.А., Лысенко Л.Н., Любинский В.Е. *Управление космическими полетами. В 2 ч. Ч. 2.* Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2010.
- [3] Гребенюк Е.А., Логунов М.Г., Никифоров И.В. Системы управления испытаниями на широкополосную случайную вибрацию (ШСВ): два подхода к синтезу алгоритмов. *Автомат. и телемех.*, 1995, 11, с. 7–30.
- [4] Бахтадзе Н.Н., Гинсберг К.С., Лотоцкий В.А., Чернышев К.Р. X Международная конференция Идентификация систем и задачи управления "SICPRO'15". *Автомат. и телемех.*, 2015, 10, с. 170–173.

УДК 533.6

## Численное моделирование обтекания спускаемого аппарата с высоким аэродинамическим качеством

Голубев Алексей Геннадьевич  
Пивоварова Надежда Петровна

golubevag@bmstu.ru  
pnp18m136@student.bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

*Работа посвящена численному исследованию обтекания и определению аэродинамических характеристик спускаемого аппарата с высоким аэродинамическим качеством. Объектом исследования является возвращаемый космический аппарат (ВКА) «Клипер». Рассмотрена компоновка ВКА в трех вариациях: с коротким и длинным балансировочным щитком в кормовой части и без. Выбраны начальные условия для численного моделирования для дальнейшего сравнения с экспериментальными данными. Трехмерная структура полей течения и аэродинамические характеристики аппарата получены при числе  $M_\infty = 4$  в диапазоне углов атаки  $\alpha = 0...30^\circ$ . Выполнена верификация результатов расчетов по данным эксперимента, проведенного в АДТ Т-114 ЦАГИ для ВКА с коротким балансировочным щитком. Выявлено влияние щитка и его длины на аэродинамические характеристики спускаемого аппарата.*

**Ключевые слова:** численное моделирование, спускаемый аппарат, аэродинамические характеристики, балансировочный щиток, «Клипер»

В настоящее время во многих промышленно развитых странах интенсивно ведутся работы по созданию новых космических аппаратов для доставки на орбиту и возвращения на Землю людей и грузов. Одним из перспективных вариантов считаются аппараты «планирующего» спуска с высоким аэродинамическим качеством, так как в этом случае увеличивается траектория спуска и уменьшаются нагрузки на космонавта. Существует два типа компоновки возвращаемого аппарата: крылатый аппарат, совершающий планирующий спуск и самолетную посадку на аэродром [1, 2], и аппарат типа несущий корпус, совершающий планирующий спуск в атмосфере с завершающим этапом посадки на парашюте [3, 4].

В рамках работы для численного исследования характеристик спускаемых аппаратов с высоким аэродинамическим качеством была выбрана модель ВКА «Клипер» [5, с. 103]. У нижней поверхности донного среза корпуса ВКА такого аппарата был добавлен короткий балансировочный щиток для верификации с результатами эксперимента. Щиток служит для управления посадкой. Отклоняясь на заданную величину, щиток создает необходимый момент тангажа  $m_z$ , который обеспечивает программный угол атаки по траектории движения аппарата [3].

Моделирование обтекания спускаемого аппарата проводилось для половины модели. При моделировании использовалась SST модель турбулентности в высокорейнольдсовом приближении с применением пристеночных функций [6].



Для сравнения результатов с данными экспериментальных исследований было необходимо воспроизвести условия этого эксперимента, обеспечить  $M_\infty = 4$  и число Рейнольдса  $Re = 4,1 \cdot 10^6$ , рассчитанное по длине модели и параметрам набегающего потока. Так как в явном виде число Рейнольдса в численном пакете задать нельзя, через него и параметры трубы были вычислены начальные данные для моделирования — давление и температура набегающего потока.

На примере спускаемого аппарата с коротким балансировочным щитком было проведено исследование влияния размера расчетной области на получаемые характеристики спускаемого аппарата. На основании данного исследования был выбран рациональный размер расчетной области. Помимо этого, было проведено исследование сеточной сходимости с различным числом ячеек на характерный диаметр спускаемого аппарата. Исследование проводилось с применением различных уровней адаптации по поверхности модели и по градиенту давления. На основании полученных данных была выбрана оптимальная по точности и количеству затрачиваемых вычислительных ресурсов сетка.

Моделирование спускаемого аппарата было проведено при четырех углах атаки: 0; 10; 20; 30°. В результате были получены и проанализированы соответствующие картины течения, а также графические зависимости аэродинамических характеристик от угла атаки. При анализе полученных графических зависимостей был сделан вывод, что при увеличении угла атаки продольная сила меняется слабо, сильно возрастает нормальная сила и коэффициент момента тангажа.

При сравнении полученных данных с результатами исследования на трубе АДТ Т-114 ЦАГИ были сделаны выводы, что графики зависимостей имеют идентичную форму экспериментальным зависимостям. Значения  $c_x$  имеют постоянную погрешность,  $c_y$  имеет большую крутизну и увеличение погрешности с увеличением угла атаки,  $m_z$  имеет правильную форму и увеличение погрешности с увеличением угла атаки.

Для выявления влияния щитка на аэродинамические характеристики спускаемого аппарата было промоделировано обтекание ВКА без балансировочного щитка и с удлинённым (в два раза) балансировочным щитком. Было выявлено, что наличие щитка и его удлинение оказывает существенное влияние только на характеристику  $m_z$ . В случае с коротким щитком, данный коэффициент по модулю увеличился примерно в 2–3 раза, а в случае с удлинённым — примерно в 7 раз при углах атаки до 30 град и в 4 при  $\alpha = 30^\circ$ . Остальные характеристики поменялись слабо из-за небольшого перераспределения давления на наветренной поверхности СА.

## Литература

- [1] *Boeing X-37*. URL: [https://ru.wikipedia.org/wiki/Boeing\\_X-37](https://ru.wikipedia.org/wiki/Boeing_X-37) (дата обращения 10.01.2024).
- [2] *Секретный и крылатый: китайский шаттл погнался за американским*. URL: [https://www.gazeta.ru/science/2020/09/04\\_a\\_13236062.shtml](https://www.gazeta.ru/science/2020/09/04_a_13236062.shtml) (дата обращения 10.01.2024).
- [3] Ваганов А.В., Дроздов С.М., Дудин Г.Н., Косых А.П., Нерсесов Г.Г., Пафнутьев В.В., Чельшева И.Ф., Юмашев В.Л. Численное исследование аэродинамики перспективного возвращаемого космического аппарата. *Ученые записки ЦАГИ*, 2007, т. XXXVIII, № 1–2.
- [4] Ваганов А.В., Дроздов С.М., Косых А.П., Нерсесов Г.Г., Чельшева И.Ф., Юмашев В.Л. Численное моделирование аэродинамики крылатого возвращаемого космического аппарата. *Ученые записки ЦАГИ*, 2009, т. XL, № 2.
- [5] Елисеев А.Н., Миненко В.Е., Якушев А.Г., Агафонов Д.Н. Проектный, аэродинамический и термобаллистический анализ спускаемого аппарата класса “несущий корпус”. *Наука и Образование. МГТУ им. Н.Э. Баумана*, 2015, № 10, 104 с.
- [6] *Система моделирования жидкости и газа Flow Vision. Версия 2.2*. Руководство пользователя. Москва, Тесис, 2005.

УДК 629.787

## Исследование этапа спуска космического аппарата на поверхность спутника Юпитера Каллисто

Старинова Ольга Леонардовна

solleo@mail.ru

Старостина Татьяна Владимировна

samara-tanya2000@mail.ru

Самарский университет

*В работе был разработан универсальный математический комплекс для расчета посадки космического аппарата на спутник Юпитера Каллисто с минимальными энергетическими затратами, а также оценена минимально необходимая тяга двигателей и длительность маневра мягкой посадки КА с заданной массой на спутник. Отличительной особенностью данного исследования является учет слабой атмосферы Каллисто, которая обладает заметным аэродинамическим сопротивлением. Моделирование движения проводилось численно, в математическом пакете Mathcad, построены все необходимые для анализа движения графические зависимости.*

**Ключевые слова:** математическое моделирование, космический аппарат, Каллисто, посадка, спутник Юпитера

**Введение.** Одним из спутников Юпитера является Каллисто. Он второй по величине среди всех естественных спутников планеты и, по мнению специалистов NASA [1], является одним из самых перспективных объектов Солнечной системы для колонизации. Это объясняется удаленностью Каллисто от Юпитера, что обеспечивает его геологическую стабильность. Орбита Каллисто является почти круговой (эксцентриситет 0,0074) и лежит за пределами радиационных поясов Юпитера (большая полуось 1 882 700 км) [2], что также является благоприятным фактором с точки зрения колонизации. Совсем недавно ученые предположили, что на поверхности Каллисто, возможно, есть солевой океан, который может лежать под ледовой корой.

Целью данного исследования является разработка универсального математического комплекса для расчета посадки космического аппарата (КА) на спутник Юпитера Каллисто с минимальными энергетическими затратами при условии реализации баллистической схемы перелета с использованием гравитационного маневра Земля–Земля для подлета к орбите Юпитера [3].

**Математическая модель управляемого движения.** Выбранная баллистическая схема миссии в целом предполагает, что исследовательский КА, после прибытия на орбиту Каллисто, будет разделен на орбитальный и два спускаемых аппарата (СА). Основной, орбитальный модуль, будет использоваться для передачи информации на Землю, а также для картографирования поверхности и изучения пространства вблизи Каллисто.

Двигательная установка (ДУ) спускаемого аппарата (СА) суммарной тягой  $P = 80$  Н включает в себя четыре двигателя с тягой 20 Н каждый со скоростью истечения рабочего тела  $c = 2865$  м/с. В соответствии с задачами

миссии определена масса научных приборов посадочного модуля, составившая 6,47 кг. Общая масса заправленного СА — 40 кг.

Предполагается, что космический аппарат, достигнув сферы действия Юпитера и выполнив все маневры, переходит на низкую круговую полярную орбиту вокруг Каллисто. Такая орбита позволяет за короткое время осмотреть всю поверхность спутника с близкого расстояния и выбрать место посадки с учетом рельефа местности и перспектив проведения исследований.

Для посадки с круговой орбиты требуются два импульса двигательной установки. Первый импульс уменьшает орбитальную скорость, и космический аппарат совершает гравитационный разворот. Второй импульс обеспечивает высоту и скорости полета равными нулю, то есть мягкую посадку.

Движение спускаемого аппарата рассматривается при следующих допущениях:

1. На спускаемый аппарат воздействуют только сила тяжести и сила тяги двигательной установки.

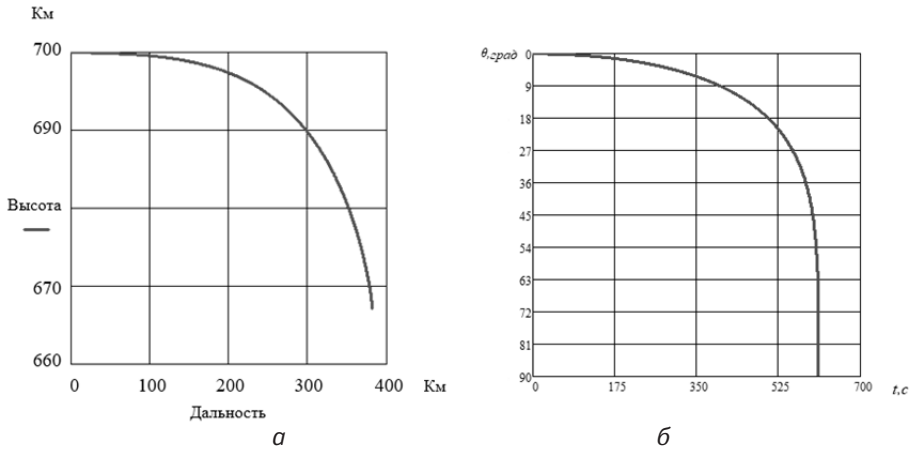
2. Гравитационное поле Каллисто считается однородным, гравитационный параметр  $\mu_{Cal} = 7,17487 \cdot 10^{12} \text{ м}^3/\text{с}^2$  [3].

3. Каллисто — это сфера с радиусом  $R_{Cal} = 2410,3 \text{ км}$  [3].

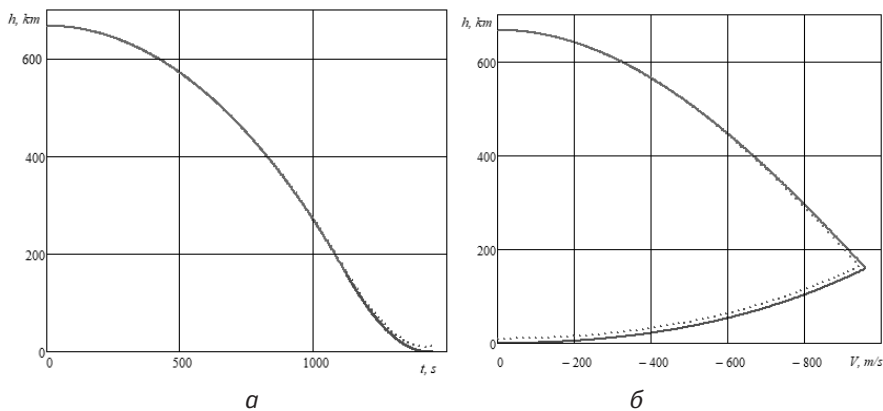
4. Влияние атмосферы Каллисто не учитывается на этапе гравитационного разворота. На этапе вертикальной посадки мы рассчитали плотность атмосферы Каллисто в соответствии с данными работы [4].

Минимальный расход топлива на этапе вертикального спуска обеспечивается однократным включением двигательной установки. Траектория вертикального спуска начинается с пассивного участка, где космический аппарат разгоняется под действием силы тяжести, и активного участка, где торможение происходит под воздействием тяги двигательной установки. При отсутствии атмосферы продолжительность пассивной и активной секций может быть рассчитана аналитически, как решение двух уравнений. Однако, если мы примем во внимание влияние слабой атмосферы Каллисто, следует уточнить продолжительность периодов включения-выключения двигателей. Это уточнение не может быть выполнено аналитически, мы решили задачу определения двух управляющих параметров — и одновременного выполнения двух оставшихся граничных условий.

**Результаты моделирования.** Участок гравитационного разворота рассчитывался для следующих начальных условий: высота орбиты  $h = 700 \text{ км}$ , скорость СА равна круговой скорости  $v = 1,519 \text{ км/с}$ , начальный угол наклона траектории  $\theta = -0,1 \text{ град}$ . Длительность гравитационного разворота составила 610,4 с, результаты моделирования представлены на рис. 1. В процессе выполнения гравитационного разворота высота СА снижается до  $h_1 = 667,1 \text{ км}$ , а скорость достигает  $v_1 = 0,257 \text{ м/с}$ . На выполнение маневра расходуется 17,047 кг рабочего тела ДУ, т. е. масса СА составляет  $m_1 = 22,953 \text{ кг}$ . Эти данные являются начальными условиями для этапа вертикального спуска.



**Рис. 1.** Траектория движения (а) и изменение угла наклона траектории (б) на участке гравитационного разворота



**Рис. 2.** График зависимости высоты от времени (а) и от скорости (б) на участке вертикального спуска

Принимая во внимание эти начальные условия начальной приблизительно продолжительности пассивного и активного вертикального перемещения составляют 869,1 с и 332,5 с. После уточнения, с учетом торможения в атмосфере Каллисто, продолжительность отрезков составила 1124,2 с и 322,6 с.

На рис. 2 показаны результаты моделирования участка вертикального спуска. На обоих рисунках синей линией показана пассивная траектория, красной линией показана зона торможения перед посадкой. На рис. 2, а показана зависимость высоты графиков от времени для двух случаев. Пунктирная линия соответствует условию спуска с учетом атмосферы Каллисто, а сплошная линия без учета атмосферы.

На рис. 2, б показаны графики зависимости высоты от скорости для двух случаев. Хотя длины секций немного изменились, можно отметить, что если

бы коррекция не была проведена, условия мягкой посадки не были бы соблюдены. Кроме того, максимальная скорость спускаемого аппарата на траектории снизилась с 1056 м/с до 987 м/с. После вертикального спуска масса космического аппарата составит 13,64 кг. Для осуществления всего спуска потребовалось 26,36 кг рабочей жидкости.

**Заключение.** В статье рассматривалась посадка космического аппарата на спутник Юпитера Каллисто с учетом слабой атмосферы Каллисто, которая обладает заметным аэродинамическим сопротивлением, что влияет на параметры управления процессом мягкой посадки. Доказано, что параметры спуска, полученные без учета атмосферы, не могут соответствовать всем требованиям мягкой посадки. В результате исследований был разработан математический комплекс для расчета посадки космического аппарата на спутник Юпитера Каллисто с минимальными энергетическими затратами, и был оценен минимум, необходимый для мягкой посадки космического аппарата с заданной массой на спутник.

### Литература

- [1] Patrick A., Bethke K., Stillwagen, F., Darrell L., Manvi R., Shawn A. Revolutionary Concepts for Human Outer Planet Exploration (HOPE). *American Institute of Physics Conference Proceedings, Journal*, 2003, vol. 654, pp. 821–828.
- [2] *Planetary Satellite Mean Orbital Parameters*. Jet Propulsion Laboratory, California Institute of Technology. August 22, 2011.
- [3] Старостина Т.В., Ковалев В.В. Баллистический анализ межпланетного перелета космического аппарата к спутнику Юпитера — Каллисто с посадкой. *Молодежь и будущее авиации и космонавтики. XIV Всерос. межотраслевой молодежный конкурс науч.-техн. работ и проектов: сб. аннотаций конкурсных работ*, Москва, 2022, с. 123–124.
- [4] Liang M.C., Lane B.F., Pappalardo R.T., Allen M., Yung Y.L. Atmosphere of Callisto. *J. Geophys. Res.*, 2005, 110, E02003. <https://doi.org/10.1029/2004JE002322>

УДК 629.7

## Дистанционное энергоснабжение нано- и микроспутников с российской орбитальной станции: преимущества и баллистические ограничения

Евдокимов Роман Александрович

evdokimovrom@yandex.ru

Тугаенко Вячеслав Юрьевич

vjatcheslav.tugaenko@rsce.ru

Мацак Иван Сергеевич

ivan.macak@rsce.ru

ПАО «РКК «Энергия»

*Рассмотрена возможность дистанционного энергоснабжения нано- и микроспутников, функционирующих совместно с Российской орбитальной станцией, в том числе с целью выведения спутников на рабочие орбиты с помощью микро ЭРДУ. Показаны преимущества данного способа, выполнен анализ баллистических ограничений, позволяющий сформулировать требования к величине передаваемой мощности, дальности передачи энергии, точности наведения в зависимости от массы спутника и параметров межорбитального маневра. Проанализирована техническая реализуемость рассмотренного способа выведения нано- и микроспутников и повышения их энерговооруженности. Показано, что подобная система дистанционного энергоснабжения может быть реализована на основе технологии, разрабатывавшейся в рамках наземной подготовки космического эксперимента «Пеликан» на Российском сегменте Международной космической станции.*

**Ключевые слова:** *Российская орбитальная станция, дистанционное энергоснабжение, лазерный канал, малые буксиры, электроракетные двигатели, баллистические ограничения*

**Введение.** В настоящее время рассматривается возможность совместной эксплуатации Российской орбитальной станции (РОС) с созвездиями спутников, выводимыми с борта станции на близкие орбиты. Предполагается, что подобные космические аппараты (КА) могут использоваться в качестве спутников-инспекторов для обследования внешней поверхности станции, а также контроля окружающего космического пространства [1]. С помощью указанных КА также могут проводиться совместные с РОС эксперименты по изучению верхней атмосферы Земли, магнитосферы, исследования по отработке перспективных технологий ДЗЗ и астрономических наблюдений, образовательные эксперименты. Возможно проведение отдельных технологических экспериментов в области физики жидкости, требующих создания минимального уровня микроускорений [2]. Данные КА относятся к классу наноспутников (с массой от 1 до 10 кг, включая кубсаты) и микроспутников (от 10 до 100 кг).

Микроспутников (от 10 до 100 кг). Для выведения нано- и микроспутников с борта РОС на рабочие орбиты могут использоваться как специальные малые буксиры [1], так и собственные двигатели, включая микро электроракетные двигательные установки (микроЭРДУ) [3]. Использование ЭРДУ, об-

ладающей высоким удельным импульсом, при прочих равных условиях может существенно сократить затраты на выведение, коррекции орбиты спутника и, соответственно, значительно продлить срок его активного существования. Однако ЭРДУ потребляют относительно большую электрическую мощность, поэтому обеспечить маневрирование с их помощью нано- и микроспутников, не обладающих ориентируемыми солнечными батареями, затруднительно. Предварительные оценки показывают, что необходимая мощность составляет от нескольких десятков (для наноспутников) до сотен ватт.

**Технология дистанционного энергоснабжения.** Указанная выше проблема может быть решена за счет дистанционного энергоснабжения нано- и микроспутников с борта РОС по лазерному каналу. Соответствующая технология отработывалась в РКК «Энергия» в рамках подготовки космического эксперимента (КЭ) «Пеликан» [4]. В данном эксперименте планировалось отработать беспроводную передачу электрической энергии (БПЭЭ) с Российского сегмента (РС) Международной космической станции (МКС) на транспортный грузовой корабль (ТГК) «Прогресс». Предполагалось поэтапно увеличивать передаваемую мощность (от 50–100 до 300–1000 Вт) и дистанцию передачи (от 1 до 5 км). Сделанные в настоящей работе оценки показывают, что приведенных значений мощности достаточно не только для обеспечения маневрирования нано- и микроспутников в окрестностях станции, но и для совершения межорбитальных маневров с изменением высоты орбиты не несколько десятков километров. При этом дальность передачи должна быть увеличена до 100 км и более, что возможно при использовании современных оптоволоконных лазеров и систем формирования и наведения пучка с апертурой главного зеркала до 0,3–0,5 м. В отличие от КЭ «Пеликан», непрерывные сеансы передачи энергии должны быть длительными (до нескольких часов). Данные сеансы могут быть организованы на РОС, в отличие от РС МКС, где ограничения по электроснабжению и теплоотводу вели к использованию в составе научной аппаратуры «Пеликан» собственных источников энергии на основе аккумуляторных батарей и тепловых аккумуляторов. При использовании технологии БПЭЭ солнечные батареи спутников должны выполняться на основе фотоэлектрических приемников, оптимизированных для преобразования лазерного излучения заданной длины волны (808 или 1064 нм).

Таким образом, на основе научно-технического задела созданного при наземной подготовке КЭ «Пеликан», может быть разработана целевая система дистанционного энергоснабжения спутников с РОС.

**Баллистические ограничения.** Рассмотрены баллистические ограничения на различные маневры нано- и микроспутников с микро ЭРДУ. Получены требуемые значения передаваемой мощности с учетом массы спутника, ограничений по дальности передачи энергии, времени выполнения маневра. Проанализированы требования к точности наведения. Выполнена оценка массово-габаритных характеристик передающей части системы БПЭЭ (лазерного излучателя) на борту РОС. Рассмотрены возможности по увеличению энергово-



оруженности спутников (помимо межорбитальных маневров) за счет дистанционной передачи энергии от РОС в зависимости от баллистических условий и ограничений на дальность передачи энергии. Дан анализ преимуществ и недостатков дистанционного энергоснабжения, по сравнению с альтернативными способами решения задачи межорбитальной транспортировки (в частности, использование малых буксиров с газореактивными двигателями).

#### **Выводы.**

1. Дистанционное энергоснабжение нано- и микроспутников, функционирующих совместно с РОС, может обеспечить их выведение на целевые орбиты без применения специальных межорбитальных буксиров.

2. Существующий уровень развития технологии БПЭЭ в совокупности с баллистическими ограничениями позволяет осуществлять межорбитальные перелеты с изменением высоты орбиты на несколько десятков километров.

3. Целевая система БПЭЭ может быть создана на основе научно-технического задела по КЭ «Пеликан».

#### **Литература**

- [1] Шаповалов А.В., Щеглов Г.А., Георгиев А.Ф. и др. Малый буксир для РОС. Проектный облик. *Наука на МКС. III Междунар. конф.: сб. тр.* Москва, ИКИ РАН, 2023, с. 316–319.
- [2] Евдокимов Р.А., Корнилов В.А., Лобыкин А.А. и др. Космическая технологическая система с дистанционным энергоснабжением по лазерному каналу. *Поверхность. Рентгеновские, синхротронные и нейтронные исследования*, 2018, № 9, с. 82–92.
- [3] Козубский К.Н., Корякин А.И., Мурашко В.М. История космических стационарных плазменных двигателей и их применение в России, США и Европе. Новые вызовы для стационарных плазменных двигателей. К 40-летию первых космических испытаний плазменных двигателей. *Электронный журнал «Труды МАИ»*. URL: [https://mai.ru/upload/iblock/0e7/istoriya-kosmicheskikh-statsionarnykh-plazmennykh-dvigatelay-i-ikh-primenenie-v-rossii\\_-ssha-i-evrope.-novye-vyzovy-dlya-statsionarnykh-plazmennykh-dvigatelay..pdf](https://mai.ru/upload/iblock/0e7/istoriya-kosmicheskikh-statsionarnykh-plazmennykh-dvigatelay-i-ikh-primenenie-v-rossii_-ssha-i-evrope.-novye-vyzovy-dlya-statsionarnykh-plazmennykh-dvigatelay..pdf) (дата обращения 15.11.2023).
- [4] Евдокимов Р.А., Смирнов А.В., Тугаенко В.Ю. Условия проведения и баллистическая схема космического эксперимента по беспроводной передаче электрической энергии. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2023, № 1 (133). <https://doi.org/10.18698/2308-6033-2023-1-2246>

УДК 629.7

## Планирование целевого применения группировки космических средств с использованием программной среды MIDE

Богачева Анастасия Евгеньевна  
Комаровский Александр Юрьевич  
Самыловский Иван Александрович  
Филиппов Александр Алексеевич  
Царегородцев Андрей Юрьевич  
Сазонов Виктор Васильевич

bogachyova.anastasi@yandex.ru  
alexfeed1407@gmail.com  
ivan.samylovskiy@cosmos.msu.ru  
alexander.filippov@cosmos.msu.ru  
tsaregorodtsevandrej@yandex.ru  
ivan.samylovskiy@cosmos.msu.ru

МГУ имени М.В. Ломоносова

*Развитие многоспутниковых группировок естественным образом требует внедрение методов и алгоритмов быстрого построения оптимальных и субоптимальных стратегий управления такими системами (классическим примером, подтверждающим необходимость использования новых методов управления, является масштабирование человеческих, временных и материальных затрат на «стандартное» управление одним аппаратом дистанционного зондирования). С другой стороны, для достижения ожидаемых эффектов требуется унификация моделей, методов и их программных реализаций, применяемых при создании составных частей многоспутниковых группировок (иначе мы рискуем получить не единую систему, а разрозненный набор отдельных аппаратов). С учетом естественных требований импортнезависимости возникает запрос на отечественные программные комплексы для проектных расчетов космических систем, их комплексного моделирования в ходе различных этапов жизненного цикла, а затем и управления ими. Доклад посвящен опыту использования такого импортозамещающего пакета — «аналога STK от ФКИ МГУ» — в задачах построения планов съёмки и сеансов связи между наземным и космическим сегментами группировки.*

**Ключевые слова:** математическое моделирование, дистанционное зондирование Земли, Спутниковая платформа, космический аппарат, беспилотные космические системы

**Введение.** Целью настоящей работы является исследования возможностей применения программного комплекса моделирования аэрокосмических систем MIDE (см. <https://www.astro-dynamics.ru/download-mide>) в задачах, связанных с построением планов целевого применения группировки космических средств. Фактически речь идет о дополнении STK-подобной функциональности STK Scheduler-подобной.

Напомним, что в базовом варианте [1] ПО MIDE допускает моделирование сценариев («проектов»), состоящих из следующих типов объектов:

Физические объекты — планеты, планетоиды, наземные пункты, спутники, структурные модули наземных и космических объектов и сенсоры с различными типами полей зрения;

Абстрактные объекты — координаты, системы координат, точки, векторы, углы, плоскости, поля видимости;

Абстрактные объекты — «связки» (Links), с помощью которых создаются линии связи, ограничения на фазовые координаты и т. д.;

Источники данных, с помощью которых организуется получение данных как минимум по движению центров масс и вращательному движению физических объектов.

Отчеты — аналог STK reports, предоставляющие наборы значений выбранных абстрактных объектов на различных временных сетках с учетом выбора систем координат, единиц измерения и т. д.

В рамках настоящей работы мы рассматриваем задачу, связанную с построением плана мониторинга набора объектов наземного и космического базирования. Рассматривается группировка, составленная из динамических объектов  $S_i, i = 1 \dots N$ , для каждого из которых на интервале планирования можно восстановить вектор состояния  $(r_i(t), v_i(t))$ , и объектов сброса информации  $F_j, j = 1 \dots M$ . Каждый из объектов  $F_j$  оснащен сенсором, заданным смещением и ориентацией относительно строительной системы координат объекта. Аналогично каждый из объектов  $S_i$  оснащен сенсорами, каждый из которых может рассматриваться в рамках задачи либо как средство наблюдения, либо как средство передачи данных (антенна).

Также рассматривается набор объектов мониторинга  $T_k, k = 1 \dots K$  — в простейшем варианте объекты рассматриваются как «точечные», либо наземные пункты, либо объекты космического базирования.

Для каждого из объектов мониторинга задаются параметры приоритета и длительности съемки. Для каждого из объектов сброса информации задаются параметры окон работы в течение суток, свободной памяти и скорости сброса информации. Для каждого из сенсоров съемки задаются параметры бортовой памяти, скорости потребления памяти при наблюдении за целью, а также времени перестроения из «дежурной» ориентации в ориентацию на съемку / сброс и обратно.

В итоге над базовой функциональностью MIDE надстраивается следующий процесс:

Средствами генерации отчетов создаются файлы с потенциально возможными конфигурациями съемки и сброса;

Результат загружается в программу-планировщик (основанный на мультиагентной парадигме, см., например, [2, 3]), в которой в соответствии с заданными ограничениями и параметрами целевых функций ищется субоптимальное расписание;

Результат работы планировщика переводится в формат полетного задания, которое затем может быть промоделировано средствами MIDE.

В качестве демонстрационного примера рассматривается следующий. Имеется группировка средств, представленная на рис. 1, 2.

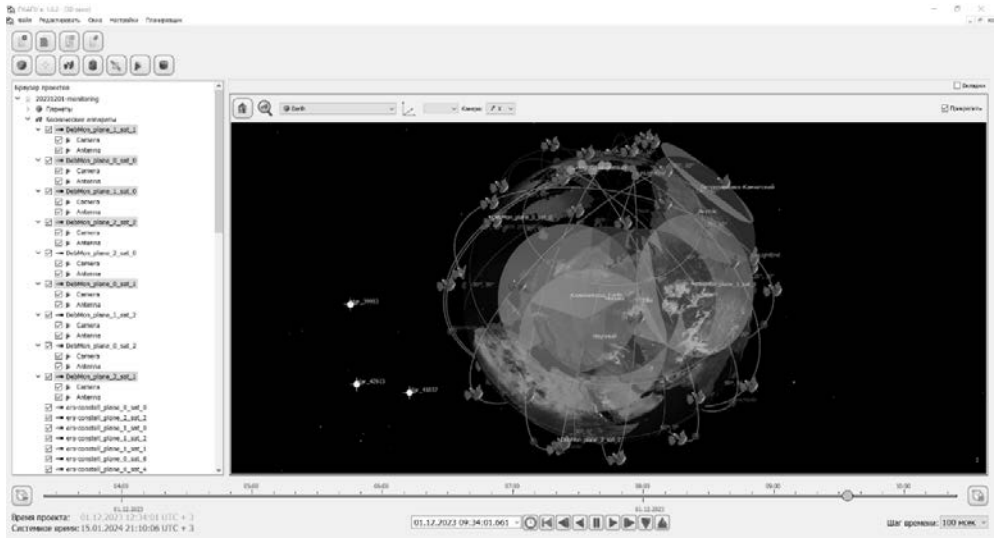


Рис. 1. Группировка наземных и космических объектов.

Группировка космических средств — «двухъярусная», состоит из равномерно распределенных по орбитам КА мониторинга (меньшее количество) и равномерно распределенных по более низким орбитам КА (большее количество). Группировка наземных средств сформирована по аналогии с проектом приемных станций группировки «Созвездие-270» малых космических аппаратов МГУ имени М.В. Ломоносова.

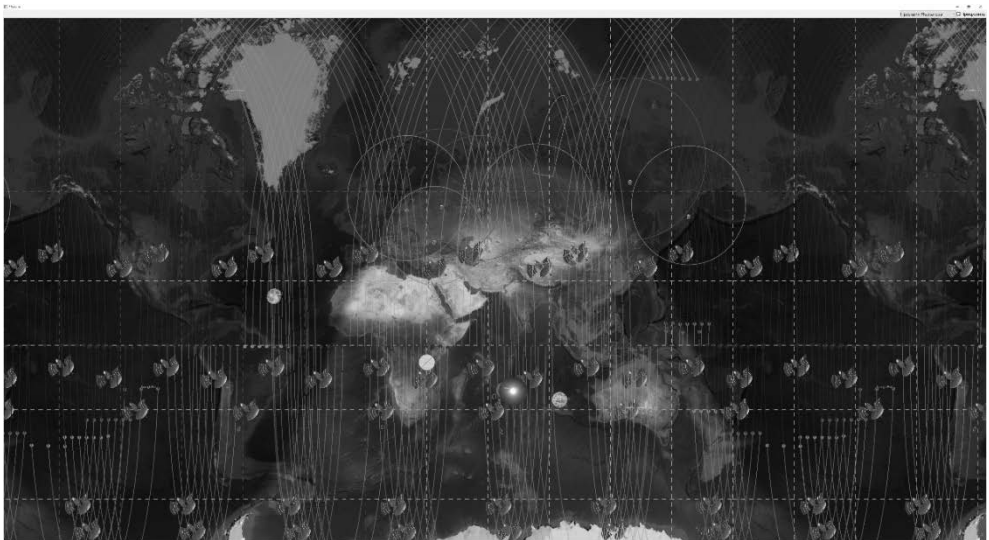


Рис. 2. Трассы и зоны видимости на карте в проекции Меркатора

После выполнения шага 1 формируются «потенциально возможные» конфигурации наблюдения, представленные на рис. 3, 4.

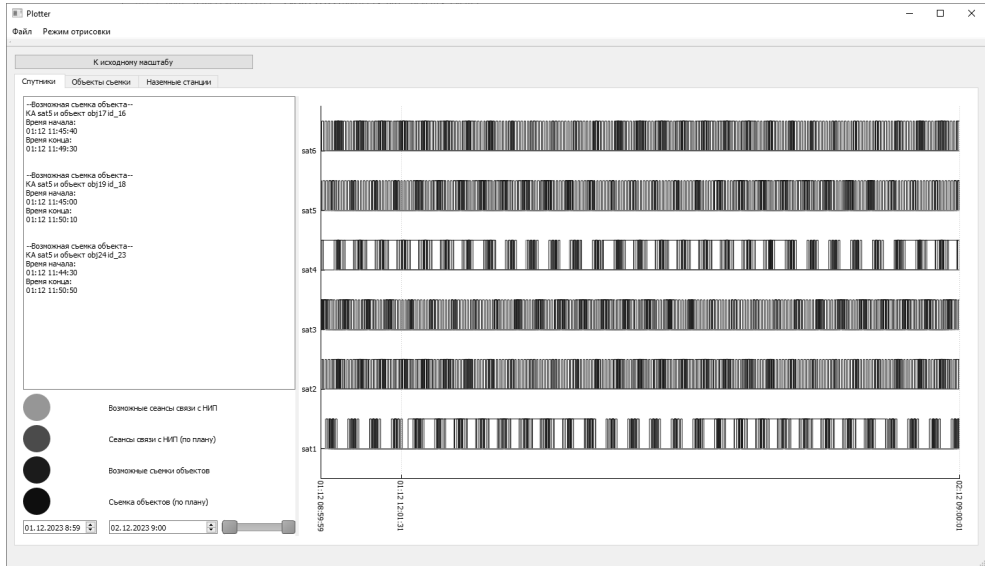


Рис. 3. Возможные сеансы задействования КА мониторинга

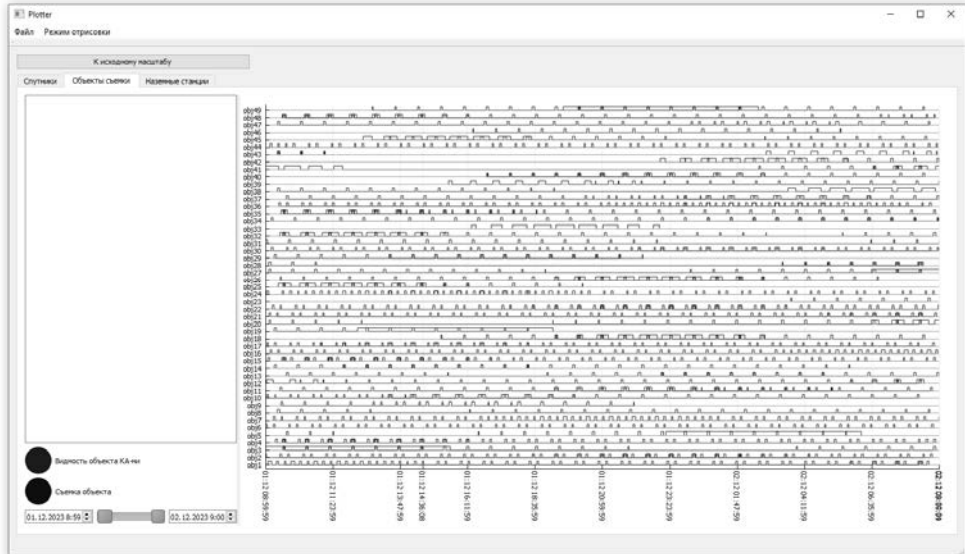


Рис. 4. Возможные окна наблюдения объектов

На шаге 2 алгоритма происходит составление расписания с использованием агентной архитектуры. Взаимодействие агентов происходит путем обмена сообщениями, и каждый из агентов на очередном основном шаге работы алгоритма обрабатывает накопившиеся собственные входящие сообщения. Цикл обработки сообщений агентов выполняется пока либо не будет сформировано итоговое расписание (запланирована съемка всех объектов), либо пока не исчерпается лимит количества отправленных запросов (максимальное число итераций для определенных циклов). В основном цикле сначала обрабатываются сообщения агентов наземных пунктов (НП), затем агентов КА, после этого агентов заявок в порядке понижения приоритетов объектов съемки.

Основное взаимодействие, направленное на построение итогового расписания съемки, происходит между агентами заявок и агентами КА. Агенты КА могут отвечать как целому аппарату, так и отдельному сенсору, если таковых расположено несколько на одном спутнике. Инициатором обмена сообщениями выступает агент заявки, генерирующий сообщения ко всем КА с запросом на съемку соответствующего объекта. Каждый из КА условно планирует съемку и в случае наличия необходимой сессии обмена информацией с НП, отправляет положительный ответ агенту заявки. В случае, если не нашлось допустимого окна съемки, либо при невозможности сброса информации, агент КА направляет сообщение с отказом в съемке агенту заявки. Агент заявки выбирает окно съемки с наиболее ранним временем сброса информации (рассчитывается в привязке к спутнику) и тогда съемка соответствующего объекта считается запланированной. Оптимальность выбора перепроверяется на каждой новой итерации, так как перепланирование может приводить к освобождению более ранних окон съемки. В случае замены аппарата съемки, агент заявки отправляет сообщения и новому агенту КА, для которого запланирована нужная съемка, и старому агенту КА, съемка которого исключается из плана. Таким образом поддерживается целостность мультиагентной системы и расписания съемок.

После выполнения шага 2 формируется расписание, представленное на рис. 5, 6. Результаты расчетов могут быть использованы, во-первых, для последующего моделирования построенных расписаний в среде MIDE и, во-вторых, для исследования показателей качества группировки. Реализованный программный комплекс позволяет:

Для заданного состава наземных и космических средств исследовать, какой процент объектов наблюдения будет покрыт на различных интервалах времени.

Для заданного состава наземных и космических средств определять интервал времени, в течение которого все объекты мониторинга будут покрыты сенсорами наблюдения.

Для заданного состава наземных и космических средств определять равномерность загрузки КА мониторинга целями наблюдения и наземных средств сеансами связи с КА.

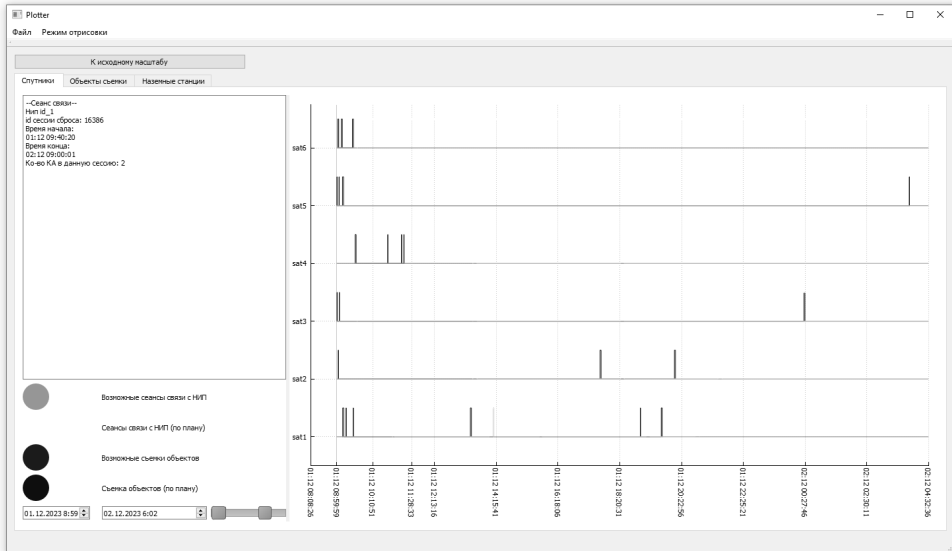


Рис. 5. Распределение объектов наблюдения по средствам наблюдения

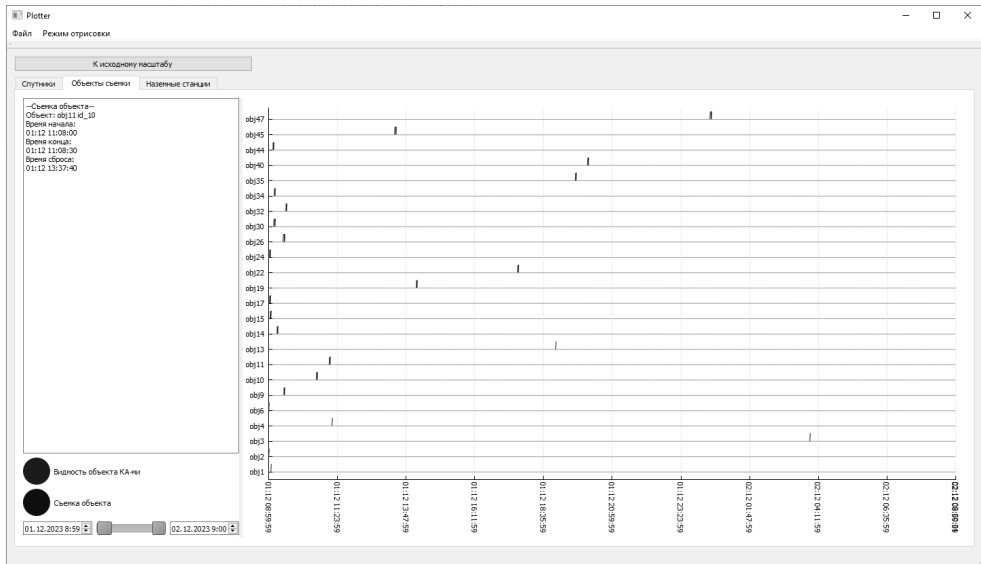


Рис. 6. Распределение сеансов наблюдения вошедших в расписание объектов

*Работы выполнены при поддержке НОШ «Фундаментальные и прикладные исследования космоса» МГУ имени М.В. Ломоносова.*

## Литература

- [1] Sazonov V., Samylovskiy I., Filippov A., Abramova V., Tsaregorodtsev A., Bogachyova A.E. MIDE — instrumental environment for space missions modeling and analysis. *XLV Academic space conference, dedicated to the memory of academician s.p. korolev and other outstanding national scientists — pioneers of space exploration*, AIP Publishing, 2023, pp. 12006–1–12006–8. <http://dx.doi.org/10.1063/5.0108372>
- [2] Скобелев П.О., Скирмунт В.К., Симонова Е.В., Жиляев А.А., Травин В.С.. Планирование целевого применения группировки космических аппаратов дистанционного зондирования Земли с использованием мультиагентных технологий. *Известия ЮФУ. Технические науки*, 2015, № 10 (171), с. 60–70.
- [3] Галузин В.А., Симонова Е.В. Планирование съемки площадных объектов наблюдения группировкой космических аппаратов. *Известия Самарского научного центра РАН*, 2018, т. 20, № 6 (2).



УДК 533.6

## Численное моделирование обтекания возвращаемой на парашюте двигательной установки первой ступени ракеты-носителя

Аверьянова Анна Дмитриевна  
Луценко Александр Юрьевич

aad18m001@student.bmstu.ru  
lutsenko@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

*Работа посвящена численному исследованию обтекания парашютной системы, которая применяется для спасения двигательной установки первой ступени. Моделирование при дозвуковых скоростях проводилось в пакетах SolidWorks и FlowVision. Были определены аэродинамические характеристики двигательной установки при различных углах атаки, а также комбинации парашютной системы с двигательной установкой при различных начальных условиях и осесимметричном обтекании. Проведены расчеты, учитывающие проницаемость оболочки парашюта.*

**Ключевые слова:** *двигательная установка, парашютная система, возвращаемая ступень*

Доставка полезной нагрузки в космос является актуальной задачей современности, однако она связана с колоссальными как финансовыми, так и энергетическими затратами. Также серьезной проблемой, с точки зрения экологии, являются вопросы утилизации и захоронения отработавших частей космического аппарата. Поэтому применение многоразовых космических аппаратов или их отдельных частей стало актуальным направлением развития космонавтики [1].

Существует несколько основных способов спасения отдельных частей космического аппарата: возвращение по баллистической траектории и газодинамическое торможение и посадка на заключительном этапе спуска, самолетная посадка, вертолетный подхват парашютной системы, а также применение парашютной системы в комбинации с тормозными двигателями на начальном этапе спуска. Большой интерес вызывает применение парашютных систем в совокупности с вертолетным подхватом [2, 3]. Несмотря на ограничения данного метода, связанные с особенностями применения парашютных систем, а также грузоподъемностью используемого вертолета и сложностью реализации, основным достоинством является то, что нет необходимости подготавливать посадочную площадку, а также располагать на спускаемом объекте дополнительные посадочные механизмы [4–6].

В рамках работы был обоснован выбор геометрической модели парашюта. Созданы модели двигательной установки, парашютной системы, а также их компоновки. Численное моделирование парашютной системы в компоновке с двигательной установкой проводилось в секторной постановке. Использовалась стандартная  $k$ - $\varepsilon$ -модель турбулентности с применением пристеночных функций [7].

На первом этапе было проведено исследование сеточной сходимости с различным числом ячеек, которое варьировалось при увеличении числа ячеек по осям, сгущении их к поверхности парашютной системы, а также в результате применения различных адаптаций по поверхности твердого тела. Была проведена валидация соответствующих аэродинамических характеристик, полученных в «SolidWorks» и «FlowVision».

Моделирование двигательной установки было проведено при четырех углах атаки 0; 5; 10; 15 градусов и двух скоростях набегающего потока 10 и 100 м/с. В результате были получены соответствующие картины течения, а также графические зависимости аэродинамических характеристик от угла атаки. Сделан вывод о малом влиянии скорости набегающего потока на аэродинамические характеристики, а также объяснен характер их изменения.

Затем было проведено моделирование обтекания парашютной системы с двигательной установкой при скоростях набегающего потока от 10 до 100 м/с. Этот диапазон скоростей обусловлен возможностями применения основного парашюта спасения. Был сделан вывод о малом влиянии изменения скорости набегающего потока на аэродинамические коэффициенты в рамках выбранного диапазона скоростей, представлены картины течения, а также график изменения коэффициента сопротивления от скорости набегающего потока.

В рамках исследования был использован специальный модификатор [7], позволяющий проводить моделирование с учетом проницаемости ткани парашютной системы. Были получены соответствующие картины течения, а также получен коэффициент сопротивления, который существенно уменьшился при учете проницаемости.

## Литература

- [1] Кузякин Ю.П. Спасение ракеты-носителя. *АСАУ*, 2010, № 17 (37), с. 54–69.
- [2] Тимофеев П.М. Сравнение методов возвращения первой ступени многоразовой ракеты. *Труды МАИ*, 2020, № 13, с. 1–18.
- [3] Советкин Ю.А., Щербина Д.В. Оценка технико-экономической эффективности разработки ракет-носителей с многоразовыми блоками первых ступеней. *Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета*, 2010, № 1 (21), с. 91–96.
- [4] Аверьянов А.П., Азаренко Л.Г. *Введение в ракетно-космическую технику*. Москва-Вологда, Инфра-Инженерия, 2018, 367 с.
- [5] Лялин В.В., Морозов В.И., Пономарев А.Т. *Парашютные системы. Проблемы и методы их решения*. Москва, Физмалит, 2009, 575 с.
- [6] Zhang M., Xu D., Yue S., Tao H. Design and dynamic analysis of landing gear system in vertical takeoff and vertical landing reusable launch vehicle. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G. Journal of Aerospace Engineering*, October 2018. <https://doi.org/10.1177/0954410018804093>
- [7] Система моделирования жидкости и газа Flow Vision. Версия 2.2. Руководство пользователя. Москва, Тесис, 2005.

УДК 629.7

## Математическая модель функционирования орбитальной группировки дистанционного зондирования Земли с учетом местоположения наземных принимающих устройств и их характеристик

Калинин Иван Ипполитович

kalyнын@mail.ru

МГУ имени М.В. Ломоносова

*Объектом исследования настоящей работы является математическая модель орбитальной группировки 136 МКА с учетом технических требований и ограничений, в т. ч. покрытия территории РФ и земной поверхности. Рассчитываются возможные варианты расположения орбит и элементов группировки на них. Моделируется процесс съемки на территории РФ в 1 панхроматическом (ПА) и 4 мультиспектральных (МС) каналах, со сбросом данных через существующую сеть наземных приемных пунктов (НПП). Рассчитан объем превышения пропускной способности радиоканала. Рассмотрен случай использования мобильных НПП и ретрансляторов для приема данных. На основе данной работы формируются рекомендации (предложения) к оптимальному расположению орбитальных плоскостей, аппаратов на орбите и способам решения вопросов с перегрузкой существующей сети НПП при одновременном сбросе данных.*

**Ключевые слова:** многоспутниковая космическая система, орбитальная группировка, космодром запуска, средства выведения, космический аппарат, система дистанционного зондирования земли

В данное время в РФ отсутствует глобальная система ДЗЗ высокого разрешения ( $< 2,5$  м), способная оперативно покрыть всю территорию страны. Существующие группировки из КА Электро-Л, Метеор-М, Арктика-М имеют неприемлемое для многих современных задач разрешение в панхроматическом/мультиспектральном режимах 60–1000/4000 м с полосой захвата (ПС) 900–2800 км. Группировка из 4 легких спутников Каноус-В массой 450 кг с разрешением 2,5/12 м, имеют полосу захвата 20/23 км (возможная полоса обзора — 856 км с учетом крена  $40^\circ$ ). Ресурс-П весом 6275 кг с оборудованием Геотон-Л1 имеет разрешение 0,7/3–4 м с полосой захвата 38 км, возможность съемки площадок 100x300 км и стереосъемки маршрутов 115 км. Также аппарат оснащен гиперспектральным оборудованием и двумя комплексами широкозахватной мультиспектральной аппаратуры ШМСА-ВР и ШМСА-СР — высокого и среднего разрешения 12/23,8 м и 60/120 м с шириной полосы захвата 97 и 441 км соответственно [1]. Координатная привязка снимков имеет СКО не более 10–15 м, Ресурс-П является наиболее близким по характеристикам к иностранным КА WorldView, GeoEye и Pleiades с разрешением 0,3–0,5 м, полосой захвата 15–20 км и СКО от 3 м. [1]. Действующий Ресурс-П выведен на орбиту в 2016 году со сроком службы 5 лет, и в 2024 году ожидается вывод еще двух аппаратов Ресурс-П и Ресурс-ПМ [2].

Роскосмосом запланировано создание орбитальных группировок (ОГ) Беркут (4 подгруппы КА с различным разрешением и полосами захвата, всего 96 аппаратов) и Грифон (136 однотипных МКА типа кубсат) [2].

В рамках настоящей работы рассматривается система МКА Грифон. Целью работы является разработка и оптимизация математической модели распределения группировки МКА на орбите, учитывающей технические требования и ограничения. Аналитически рассчитано условие солнечной синхронности орбиты (скорость прецессии за счет неравномерности геопотенциала Земли равняется средней угловой скорости годового движения Земли вокруг Солнца). Построена модель ОГ из 136 МКА с кратными ССО [3]. Оценено время полного покрытия для двух случаев:

- территория РФ;
- вся земная поверхность.

Для территории России сделан расчет сброса информации на существующие наземные приемные пункты (НПП) для одноканального панхроматического и четырехканального мультиспектрального режимов съемки, сделан вывод о недостаточности пропускной способности радиоканала [4, 5]. Рассмотрен случай сброса информации КА с потоковым сжатием данных, использования мобильных НПП и ретрансляторов для их приема.

Разрабатываемая математическая модель исследована посредством вариации исходных данных, анализа множества решений, поиска эмпирических зависимостей и их анализа. Используются методы линейного программирования, вариационного исчисления, минимизации функции конечного числа действительных переменных.

В работе применены упрощения: прецессия за счет неравномерности геопотенциала рассчитана по второй гармонике  $J_2$ , не учтено влияние атмосферы. Следующим этапом моделирования последует включение в расчет 6 гармоник и 32 гармоники, проведение оценки торможения за счет влияния атмосферы, солнечного ветра, магнитных всплесков и других факторов. Будет проведен расчет возможностей нырков для увеличения разрешающей способности аппаратуры с возвращением на прежнюю орбиту и место в группировке.

## Литература

- [1] *Характеристики Ресурс-П. Википедия.* URL: [ru.wikipedia.org/wiki/Ресурс-П](https://ru.wikipedia.org/wiki/Ресурс-П) (дата обращения 14.12.2023).
- [2] Орбитальные группировки — Дистанционное зондирование Земли. Роскосмос. URL: [roscosmos.ru/24707](https://roscosmos.ru/24707) (дата обращения 12.12.2023).
- [3] Чернов А.А., Чернявский Г.М. *Орбиты спутников ДЗЗ.* Москва, Радио и Связь, 2004, с. 28–32, 52–58.
- [4] Михайловский К.В., Городецкий М.А. Разработка методики определения и коррекции параметров рабочей орбиты КА ДЗЗ. *Вестник РУДН. Инженерные исследования*, 2017, т. 18, № 3, с. 365–369.
- [5] Баринов К.Н., Бурдаев М.Н., Мамон П.А. *Динамика и принципы построения орбитальных систем КА.* Москва, Машиностроение, 1975, с. 28–36.

УДК 629.7

## Исследование аэродинамики модели летательного аппарата при ее вращении в плоскости угла атаки

Петух Вадим Павлович<sup>1</sup>

petukhvp@student.bmstu.ru

Назарова Динара Камилевна<sup>2</sup>

dknazarova@bmstu.ru

<sup>1</sup> ООО «Тесис»<sup>2</sup> МГТУ им. Н.Э. Баумана

*Работа посвящена исследованию обтекания модели летательного аппарата, вращающегося в плоскости угла атаки. Приведено обоснование актуальности исследований по данной теме. Описаны подходы к исследованию нестационарной аэродинамики вращающихся тел. Представлена конструкция экспериментальной установки, позволяющей измерять аэродинамические нагрузки на модель при ее вращении в набегающем потоке. Приведены результаты эксперимента с использованием созданной установки и их сравнение с результатами численного моделирования.*

**Ключевые слова:** экспериментальная аэродинамика, аэродинамика вращающегося тела, аэродинамическая труба

Одной из актуальных задач космонавтики в настоящее время является сужение районов падения отделяемых частей (ОЧ) ракет-носителей (РН) [1]. Падение ОЧ РН влечет за собой экологические и экономические риски, создает угрозу жизни и здоровью населения [2]. Эта проблема так же имеет политический характер. Так, исследователи из нескольких институтов Казахстана относят последствия ракетно-космической деятельности, в том числе наличие районов падения ОЧ, к ряду главных экологических проблем своей страны [3].

Характеристики эллипса рассеивания первых ступеней современных РН составляют не менее  $\pm 20$  км — по дальности и  $\pm 10$  км — по направлению [4]. Помимо этого, существуют систематические отклонения реальных точек падения от точек прицеливания фактически для всех видов ОЧ. Для боковых блоков РН «Союз-ФГ» они составляют до 14 км [5].

Чтобы повысить точность прогнозирования районов падения, нужно вводить в рассмотрение факторы, не учитываемые на данный момент при расчетах баллистики. Один из этих факторов — реальные аэродинамические характеристики (АДХ) ОЧ, учитывающие их вращение. Из-за особенностей механизма отделения таких элементов как боковые блоки РН семейства «Союз» или головные обтекатели после отделения эти ОЧ закручиваются в плоскости угла атаки, о чем свидетельствуют видеоматериалы госкорпорации «Роскосмос» [6]. Понимание того, как вращение тела по углу атаки изменяет структуры его обтекания в набегающем потоке, и умение определять его реальные АДХ при таком движении — путь к решению проблем, связанных с точным прогнозированием районов падения ОЧ.

Задача о вращении тела в набегающем потоке включает в себя большое количество расчетных случаев. Для систематического изучения данного вопроса все расчетные случаи можно разделить на две большие группы в зависимости от соотношения между тангенциальной скоростью вращения и скоростью набегающего потока. Первая группа включает случаи, когда структуры обтекания модели обусловлены воздействием набегающего потока, а вращение лишь вносит в них некоторые изменения. Вторая группа — это случаи, когда вращение происходит настолько быстро, что именно оно главным образом определяет картину обтекания тела и его АДХ. Внутри каждой из этих групп течение определяется и другими факторами, например положением оси вращения или геометрией модели.

Исследовать эти расчетные случаи можно либо экспериментально, либо численно. Для проведения подобных экспериментов необходимо создать специальную экспериментальную базу, которая позволила бы реализовывать вращение моделей в потоке газа и параллельно измерять нагрузки на них. Для численных исследований нужно использовать программные пакеты, которые позволяют моделировать нестационарное обтекание движущихся объектов и содержат алгоритмы для постоянного перестроения расчетной сетки в ходе расчета.

Для проведения экспериментов была создана специальная установка. Она представляет собой U-образную раму, на концах которой закреплен вращающийся вал. Исследуемая модель располагается на вале, а сам он приводится в движения с помощью шагового двигателя. Управление двигателем осуществляется посредством платы Arduino UNO. Противоположный конец рамы крепится к державке с тензометрическими весами. Поместив это устройство в рабочую часть аэродинамической трубы, можно измерять нагрузки на модель, вращающуюся в потоке газа.

С использованием созданной установки в аэродинамической трубе Т-500 был проведен верификационный эксперимент при скорости потока 10 м/с. Модель представляла собой цилиндр с полусферическим затуплением. В ходе эксперимента было реализовано вращение модели со угловыми скоростями 5 и 10 град/с. В результате были получены зависимости силы лобового сопротивления и подъемной силы, действующие на модель при ее вращении, от угла атаки.

Для проверки достоверности полученных результатов, было проведено численное моделирование экспериментальных расчетных случаев. Расчеты проводились в отечественном программном комплексе вычислительной гидродинамики FlowVision. При этом использовались технологии подвижных тел и динамически перестраивающихся сеток. Результаты моделирования показали приемлемое совпадение с результатами эксперимента.

На основании проведенной верификации сделан вывод о том, что созданная установка дает достоверные результаты при проведении экспериментов с вращающимися моделями и может быть использована в дальнейших параметрических исследованиях.

## Литература

- [1] Арсеньев В.Н., Казаков Р.Р., Фадеев А.С. Обеспечение падения отработавших частей ракеты-носителя в заданные районы при пусках с новых стартовых площадок. *Труды МАИ*, 2012, № 58.
- [2] Мешков Н.А., Вальцева Е.А., Харламова Е.Н., Куликова А.З. и др. Реальные и мнимые последствия ракетно-космической деятельности для здоровья населения. *Гигиена и санитария*, 2015, № 7.
- [3] Джуламанов Т.Д., Серикбаева Г.К., Рсымбетов Б.А., Калыбекова Н.И. и др. Приоритетные направления рационального использования земельных ресурсов в республике Казахстан. *Московский экономический журнал*, 2023, № 4, с. 120–146.
- [4] Поляков П.П. Управление отделяемыми частями ракет-носителей с целью сокращения районов падения. *Лесной вестник*, 2015, № 3, с. 90–94.
- [5] Елисейкин С.А., Подрезов В.А., Полуаршинов А.М., Ширшов Н.В. Проблемные вопросы расчета районов падения отделяющихся частей ракет-носителей. *Труды Военно-космической академии им. А.Ф. Можайского*, 2016, № 655, с. 107–113.
- [6] *Трансляция запуска автоматической станции «Луна-25»*. URL: <https://www.youtube.com/live/cgi2plFrnW4?si=qdb0cRNltoOD8lw6> (дата обращения 20.08.2023).



УДК 629.7

## Подготовка кадров в области динамики, баллистики и управления движения космических и спускаемых аппаратов в рамках реализации программы передовой инженерной школы МГТУ им. Н.Э. Баумана

Корянов Всеволод Владимирович

vkoryanov@bmstu.ru

Подчуфаров Алексей Алексеевич

podchufarov@bmstu.ru

Казуров Виталий Викторович

kazurovvv@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

*Рассмотрена реализация федерального проекта «Передовые инженерные школы», инициированного Министерством науки и высшего образования РФ. Цель проекта — подготовка квалифицированных инженерных кадров для высокотехнологичных отраслей экономики. В МГТУ им. Н.Э. Баумана проект реализуется в рамках направлений «Авиационная и ракетно-космическая техника» и «Системная инженерия ракетно-космической техники». Представлены основные положения концепции реализации программы передовых инженерных школ на примере подготовки специалистов по динамике, баллистике и управлению движением космических и спускаемых аппаратов. Сделаны выводы о значимости проекта для развития инженерных кадров и его влияния на технологический потенциал страны.*

**Ключевые слова:** компетенция, передовая инженерная школа, динамика движения космических аппаратов

В настоящее время реализуется федеральный проект Минобрнауки России «Передовые инженерные школы» [1] направленный на подготовку квалифицированных инженерных кадров для высокотехнологичных отраслей экономики. В МГТУ им. Н.Э. Баумана данный проект реализуется в рамках тематики, посвященной «Авиационной и ракетно-космической технике» и вопросам «Системной инженерии ракетно-космической техники». Одним из направлений, представленных в ходе реализации проекта, посвящено вопросам подготовки кадров по динамике, баллистике и управлению движением космических и спускаемых аппаратов [2].

В рамках выполнения проекта предполагается многоступенчатая схема, направленная на реализацию возможностей студентов по нескольким направлениям: учебная работа в рамках обучения по новым направлениям подготовки, научная работа по индивидуальным междисциплинарным проектам, практическая работа в современных лабораториях с инновационным оборудованием. Таким образом, можно сказать, что решается задача организации комплексного подхода к работе со студентами, аспирантами и школьниками.

В части работы со студентами и аспирантами в рамках организованного специального образовательного пространства (СОП) «Интеллектуализированные системы в управлении полетами космических и летательных аппара-



тов и навигационно-баллистического обеспечения космических полетов» открыты два якорных научно-исследовательских работ студентов.

Актуальность создания данного образовательного пространства обусловлена необходимостью усиления практической подготовки студентов, обучающихся по направлениям подготовки, связанным по авиационной и ракетно-космической техники в области проведения научных и учебных исследований процессов и оборудования, используемого при наземной эксплуатации, предстартовой подготовке и старте ракет и космических аппаратов.

Структурно студенты делятся на несколько команд.

Первая команда занимается исследованиями, связанными с теоретическими вопросами проекта:

1) обоснования проведения комплексных исследований по системному проектированию в области экспериментальной баллистики;

2) исследования конструкции космических аппаратов для выполнения целевой задачи;

3) анализа существующих и перспективных методов, методик, алгоритмов для построения систем управления, ориентации и стабилизации перспективных летательных и космических аппаратов.

Вторая команда студентов и аспирантов ПИШ, в зависимости от своей квалификации, решает прикладные вопросы и задействованы в процессе непосредственного проектирования специального комплекса.

Таким образом, в рамках проекта студенты и аспиранты выполняют совместные межфакультетские научно-исследовательские работы, тем самым приобретая опыт беспрецедентной кооперации.

В рамках образовательного пространства проводится работа по научным проектам, которые поддержаны предприятиями ракетно-космической отрасли и Университетами, входящими в «Созвездие Роскосмоса».

В заключении хотелось бы отметить, что основные элементы предлагаемой концепции работы над межфакультетскими проектами, создание межфакультетских лабораторий и создание новых образовательных программ зарекомендовали себя с положительной стороны в ходе реализации проекта. Дальнейшее совершенствование будет направлено на расширение охвата аудитории для обеспечения преемственности поколений студентов, которые задействованы в специальном образовательном пространстве.

*Работа выполнена в рамках реализации программы развития передовой инженерной школы «Системная инженерия ракетно-космической техники» МГТУ им. Н.Э. Баумана.*

## Литература

- [1] *Передовые инженерные школы*. URL: <https://engineers2030.ru> (дата обращения 15.01.2024).
- [2] Корянов В.В. *Динамика движения спускаемых аппаратов в атмосфере планеты*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2021, 108 с.

УДК 533.6.011

## Исследование влияния геометрических параметров летательного аппарата со стабилизирующей юбкой на его аэродинамические характеристики

Драгун Анастасия Ильинична

dragunai@student.bmstu.ru

Назарова Динара Камилевна

dknazarova@bmstu.ru

Калугина Мария Денисовна

kaluginamd@student.bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

*Проведены экспериментальные и численные исследования обтекания летательных аппаратов со стабилизирующей «юбкой». Рассмотрено 12 моделей с различными удлинениями корпуса, углами раскрытия «юбки» и типами затупления головной части: торцевым, сферическим и коническим. Эксперименты проведены в дозвуковой аэродинамической трубе МГТУ им. Н.Э. Баумана, математическое моделирование осуществлено с использованием программного пакета SolidWorks. Аэродинамические коэффициенты и структуры течения проанализированы при скорости набегающего потока 25 м/с в диапазоне углов атаки от 0 до 30°. Выявлено, что при углах атаки близких к 0 на структуру течения и аэродинамические характеристики аппарата наиболее существенно влияют тип затупления и удлинение корпуса, при увеличении угла атаки течение становится несимметричным, наблюдается отрыв с боковой поверхности корпуса.*

**Ключевые слова:** аэродинамические характеристики, стабилизирующая «юбка», дозвуковая аэродинамическая труба, математическое моделирование

Один из методов обеспечения статической устойчивости летательного аппарата (ЛА) заключается в применении расширяющихся кормовых частей — стабилизирующих «юбок» [1]. Конфигурация летательного аппарата, состоящего из головной части (с плоским торцом, конической или сферической формы), цилиндрического корпуса и конической «юбки», предполагает наличие изломов образующей на его поверхности. Обтекание аппаратов такого типа может сопровождаться наличием нескольких областей отрыва пограничного слоя [2]. Структура течения возле поверхности конкретного ЛА определяется углом раскрытия стабилизирующего устройства, формой головной части, удлинением корпуса аппарата, а также параметрами набегающего потока, такими как числа Маха и Рейнольдса. В зависимости соотношения геометрических размеров ЛА поверхность стабилизирующей «юбки» может частично или полностью находиться в отрывной зоне [2, 3]. За кормовым срезом летательного аппарата вне зависимости от его геометрических размеров всегда формируется обширная отрывная область. Как правило, течения с отрывом потока нестационарны, и возможна нежелательная раскачка летательного аппарата [4]. Для разработки способов борьбы с этим негативным явлением необходимо проведение подробных исследований о влиянии

геометрических параметров ЛА со стабилизирующей «юбкой» на его аэродинамические характеристики (АДХ) и структуру обтекания.

В работе рассматриваются АДХ и структуры обтекания 12 моделей ЛА с цилиндрическим корпусом с удлинениями  $\lambda = l / d = 1,5$  и  $2,5$  (где  $l$  и  $d$  — длина и диаметр корпуса соответственно), сферической, торцевой и конической головными частями и стабилизирующей «юбкой» с углами раскрытия  $45$  и  $60^\circ$ . Для определения аэродинамических характеристик и структур обтекания применялись расчетные и экспериментальные методы. Исследования проведены при скорости набегающего потока воздуха  $25$  м/с в диапазоне углов атаки от  $0$  до  $30^\circ$  с шагом  $5^\circ$ .

Экспериментальные исследования проводились в дозвуковой аэродинамической трубе Т-500 с открытой рабочей частью в МГТУ им. Н.Э. Баумана. Модели летательных аппаратов устанавливались в рабочей части аэродинамической трубы на донной державке, которая в свою очередь закреплялась в устройстве изменения углов атаки. При выполнении эксперимента при помощи шестиканальных тензометрических весов измерялись аэродинамические силы и моменты, действующие на модель. В процессе обработки первичных экспериментальных данных производилось осреднение полученных значений сигналов, а затем с учетом тарировочных зависимостей тензовесов вычислялись аэродинамические коэффициенты моделей ЛА.

Использование математического моделирования позволяет провести более детальный анализ АДХ и структур обтекания летательных аппаратов, однако важно сравнивать получаемые значения с экспериментальными данными. В настоящем исследовании математическое моделирование обтекания ЛА проведено в программном пакете SolidWorks с применением модуля Flow Simulation.

После построения 12 трехмерных моделей аппаратов выполнен анализ сечной сходимости, по результатам которого выбрана расчетная сетка в форме параллелепипеда с размерами  $15L \times 8L \times 8L$ , где  $L$  — длина модели ЛА, с количеством ячеек порядка 1-го миллиона. В процессе решения задачи проводилась адаптация расчетной сетки, ячейки в областях с высокими градиентами параметров течения измельчались в процессе счета, что позволило более подробно разрешить течение у поверхности ЛА. Результаты математического моделирования сравнивались с экспериментальными данными.

В итоге проведенного исследования выявлено, что на малых углах атаки при торцевом затуплении ЛА вне зависимости от удлинения корпуса и угла раскрытия стабилизирующей юбки происходит отрыв потока с излома образующей в носовой части, распространяющийся на всю боковую поверхность корпуса и часть стабилизирующего устройства. При сферическом и коническом типах затупления корпуса отрывная область возникает перед «юбкой», с увеличением угла раскрытия «юбки» объем этой области увеличивается. При малом удлинении корпуса практически вся поверхность стабилизирующей «юбки» оказывается в зоне возвратного течения. При увеличении угла

атаки течение несимметричное, с боковой поверхности цилиндрического корпуса наблюдается отрыв пограничного слоя. Трансформация структур течения отражается и на зависимостях аэродинамических коэффициентов моделей летательных аппаратов.

### Литература

- [1] Голубев А.Г., Епихин А.С., Калугин В.Т., Луценко А.Ю., Москаленко В.О., Столярова Е.Г., Хлупнов А.И. *Аэродинамика*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2017, 608 с.
- [2] Калугин В.Т., Соболев В.Ю. Влияние формы головной части на аэродинамические характеристики стабилизирующих устройств при отрывном обтекании летательных аппаратов. *Научный вестник МГТУ ГА*, 2006, № 97, с. 54–57.
- [3] Соболев В.Ю. *Методика определения аэродинамических характеристик летательных аппаратов со стабилизирующими устройствами при дозвуковом отрывном обтекании*. Дис. ... канд. техн. наук. Москва, 2007, 280 с.
- [4] Калугин В.Т., Назарова Д.К., Калугина М.Д., Луценко А.Ю., Слободянюк Д.М. Использование перфорации стабилизирующих расширяющихся «юбок» для улучшения аэродинамических характеристик. *Вестник Воронежского государственного технического университета*, 2023, т. 19, № 3, с. 43–51.

УДК 681

## **Варианты решения задач технологического цикла навигационно-баллистического обеспечения управления космическими аппаратами с использованием систем искусственного интеллекта**

Бетанов Владимир Вадимович vlavab@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

*Приведены классификация интеллектуальных информационных систем, применяемых и планируемых к применению в практике навигационно-баллистического обеспечения (НБО), а также требования высокого уровня автоматизации контура управления КА с применением повышенной степени интеллектуальной составляющей, в частности, комбинированных расчетно-логических и экспертных систем, ориентированных на вычислительные алгоритмы с осуществлением хранения уникальных знаний и данных в области предметной составляющей космической техники. Приведены примеры из практики оперативного НБО использования нейросетей и гибридных экспертных систем для принятия решений в процессе технологического цикла выполнения работ. Рассмотрены варианты предварительного и текущего контроля используемых начальных условий (НУ) (параметров движения КА, эфемерид) и их элементов, в том числе, упрощенной и полной логических шкал сил (ЛШС), признаков размерности, типов и модификаторов типов НУ и др. Отмеченная задача особенно важна на этапе задания исходных данных и их соответствия с внутренней (полной) ЛШС используемых НУ при решении задач вторичной баллистики.*

**Ключевые слова:** *пилотируемый космический аппарат, ГЛОНАСС, навигация, навигационно-баллистическое обеспечение, технологический цикл*

Важной целью отечественной программы комплексного развития космических информационных технологий на ближайшее десятилетие является достижение необходимого уровня обеспечения спутниковыми услугами всех отраслей экономики России, создание условий для цифровизации экономических, производственных, образовательных, научных, административных и культурных процессов развития страны с помощью спутниковых технологий, расширение присутствия отечественных космических продуктов на международных рынках, максимальное использование возможностей существующих и перспективных космических систем и комплексов в интересах национальной, общественной и экономической безопасности страны [1].

В условиях современной космической обстановки эффективность системы оперативного навигационно-баллистического обеспечения (ОНБО) управления космическими аппаратами (КА) определяется рядом весьма жестких требований, основными из которых являются следующие [2]:

– система ОНБО должна обладать свойством универсальности, т. к. ее функционирование направлено на осуществление комплекса работ по обес-

печению управления КА различного целевого назначения ближнего и среднего космоса;

– навигационно-баллистические задачи должны решаться с высокой точностью и оперативностью, а оптимизация получаемых решений должна выполняться достаточно полно;

– результаты решения навигационно-баллистических задач должны обладать практически абсолютной достоверностью;

– все баллистические расчеты, анализ получаемых результатов и выработка рекомендаций относительно принятия решений должны выполняться в сроки, регламентированные планом управления полетом;

– навигационно-баллистические задачи должны обеспечивать надежный расчет требуемых целевых показателей, которые определяются верхним уровнем иерархии управления ракетно-космическими средствами в конкретной обстановке.

Отмеченные обстоятельства требуют тщательного анализа возможного успешного решения как отдельных задач, так и общих проблем, возникающих в ходе выполнения технологических циклов (ТЦ) НБО. Моделирование данных для подобных исследований возможно осуществлять путем априорного (заранее до окончательного формирования технологического цикла ОНБО) матрично-тензорного анализа и в процессе оперативного выполнения работ [3].

В докладе рассмотрены примеры из практики ОНБО применения интеллектуальных систем для принятия решений в процессе технологического цикла. К таким технологическим операциям (задачам ОНБО) можно отнести:

1. Постоянного предварительного и текущего контроля используемых начальных условий (НУ) (параметров движения КА, эфемерид) и их элементов, в том числе, упрощенной и полной логических шкал сил (ЛШС), признаков размерности, типов и модификаторов типов НУ и др. Отмеченная задача особенно важна на этапе задания исходных данных и их соответствия с внутренней (полной) ЛШС используемых НУ при решении задач вторичной баллистики.

2. Решение обобщенных некорректных задач навигационно-баллистического задач в технологическом цикле в силу:

– ограниченного объема выборки ИТНП при оперативном определении параметров движения КА, обусловленного срывом штатной схемы реализации циклограммы проведения измерений;

– ограниченной выборки ИТНП обусловленное нештатными ситуациями, в рамках которых имело место реализация штатной схемы измерений;

– не соответствия расчетного пространственно-временного перемещения центра масс КА реальному и др.

3. Экспертная диагностическая система (ЭкДС) контроля функционирования программных комплексов НБО ГНСС.

4. Реализация концепции гибридной технологии обеспечения функционирования информационных систем НБО в случае сбоя этапов решения отдельных задач.

5. Решение вопроса задействования наземных средств взаимодействия с КА (средств НКУ) при возникновении спорных ситуаций для *повышения качества и оперативности планирования применения наземных средств* и другие.

В работе детально рассмотрены основные вопросы создания и применения интеллектуальных систем при реализации технологического цикла НБО в практике оперативного навигационно-баллистического обеспечения КА.

Рассмотрены определения понятий «данные» и «знания», их связь, предлагаемые различными специалистами. Приведены этапы сохранения критических знаний космической тематики, вообще, и навигационно-баллистического обеспечения управления КА, в частности.

Акцентируется внимание на вопросах отличия систем искусственного интеллекта от обычных программных систем, приводится соответствующая классификация характеристик.

Обсуждаются примеры из практики НБО применения ЭС для принятия решений в процессе технологического цикла.

## **Литература**

- [1] Буренок В.М., Тюлин А.Е., Василенко В.В., Бетанов В.В., Свиридов К.Н., Климов С.М. *Системное обоснование концептуальных положений применения передовых космических технологий*. Москва, Инновационное машиностроение, 2023, 372 с.
- [2] Андреев А.Н., Байрамов К.Р., Бахрамов Э.А., Бетанов В.В. и др. *Кафедра баллистики, систем управления и подготовки данных Военной академии РВСН имени Петра Великого (преемница кафедры артиллерийской баллистики Михайловской артиллерийской академии) 1922 – 2022 гг. Исторический очерк*. Балашиха, ВА РВСН, 2023, 269 с.
- [3] Тюлин А.Е., Ерохин Г.А., Бетанов В.В., Ватутин В.М., Вовасов В.Е. *Математическая подготовка задач навигационно-баллистического обеспечения управления космическими аппаратами*. Москва, Инновационное машиностроение, 2023, 434 с.



УДК 629.7

## Анализ окон старта при перелете от Российской орбитальной станции к лунной орбитальной станции с использованием «грависферного» маневра

Муртазин Рафаил Фарвазович<sup>1,2</sup>

rafail.murtazin@gmail.com

Уфимцев Михаил Дмитриевич<sup>2</sup>

ufimcev-misha@mail.ru

<sup>1</sup> МГТУ им. Н.Э. Баумана<sup>2</sup> ПАО «РКК «Энергия»

*В настоящее время активно рассматриваются подходы для реализации Лунной программы. В частности NASA со своими партнерами планирует развернуть Лунную орбитальную станцию (ЛОС) Gateway на высокоэллиптической лунной гало-орбите. В качестве альтернативы рассмотрена ЛОС на высокой круговой полярной орбите, к которой осуществляются перелеты с будущей Российской орбитальной станции (РОС). За счет использования «грависферного» способа удастся снизить характеристическую скорость перелета на орбиту ЛОС более чем на 300 м/с по сравнению с «прямым» переходом. В работе проведен выбор параметров орбиты ЛОС и представлены варианты увеличения количества окон старта для перелета по маршруту РОС-ЛОС с учетом представленных ограничений.*

**Ключевые слова:** Российская орбитальная станция, Лунная орбитальная станция, окна стартов, «грависферный» способ

Спустя 50 лет с последней пилотируемой миссии программы «Аполлон» по изучению Луны, мировое сообщество вновь начало проявлять интерес к освоению дальнего космического пространства. Отрабатывать технологии по изучению дальнего космоса предлагается на естественном спутнике Земли, при этом рассматриваются пилотируемые миссии с развертыванием лунных баз и/или окологрунтовых орбитальных станций. Так, в США рассматривается лунная орбитальная станция (ЛОС) «Gateway» на высокоэллиптической лунной гало-орбите NRHO (Near Rectilinear Halo Orbit) с периодом обращения ~7 дней и с высотами пери- и апоцентра 3000 км и 70000 км соответственно. Эту станцию предлагается использовать в качестве Космопорта для полетов к другим планетам, а также для осуществления высадки людей на поверхность Луны. Преимуществом данной орбиты является малая величина затрат характеристической скорости, необходимой для двухимпульсного перехода на эту орбиту ~480 м/с [1], а дополнительное время перелета после достижения окрестности Луны составит около полутора суток. В качестве недостатка отметим неустойчивость этой орбиты, требующей значительного количества высокоточных коррекций для поддержания, проводимых с частотой 1–2 раза за один виток [2].

Освоение окологрунтового пространства и поверхности Луны входит в Федеральную космическую программу 2016–2025 года [3]. Поэтому возникает необходимость решения задачи формирования транспортной системы для



доставки грузов и людей на окололунную орбиту и поверхность Луны. В качестве альтернативы NRHO предлагается разместить ЛОС на устойчивой круговой полярной высокой лунной орбите (ВЛО) с высотой 10000 км. Для достижения ВЛО был разработан «грависферный» способ, позволяющий значительно сократить затраты характеристической скорости на перелет до ~330 м/с [4]. Так же как и для NRHO в этом способе потребуется два тормозных импульса, но время достижения конечной орбиты увеличится на 5,5 дней, составив около 7 суток после прилета к Луне.

Развертывание ЛОС на ВЛО позволит повысить надежность транспортной системы (ТС) по доставке грузов и пилотируемых кораблей к Луне, а также позволит перейти к многоразовым технологиям. Еще одним способом повышения надежности ТС является использование околоземной орбитальной станции, к тому же в сентябре 2021 года на совместном заседании НТС Роскосмоса и Бюро Совета РАН по космосу было рекомендовано активно использовать будущую Российскую орбитальную станцию (РОС) в Лунной программе.

На данный момент развертывание РОС является приоритетной задачей, ее размещение планируется на солнечно-синхронной орбите (ССО) со следующими параметрами:  $i = 98.8$  град.,  $h = 372$  км [5]. В работе [6], без привязки к ЛОС, уже рассматривалась схема полета от РОС на низкую окололунную орбиту. Здесь открытие окон старта определялось выбором положения плоскости низкой окололунной орбиты Лунного корабля, запускаемого к Луне за два месяца до перелета к нему экипажа от РОС. При этом срок проведения миссии ограничивался полугодием. В случае ЛОС длительность существования лунной станции должна определяться десятками лет, а перелет к ЛОС осуществляться с использованием «грависферного» способа. При этом под перелетом подразумевается конечная стыковка, т. е. совпадение аргументов широты ЛОС и стыкуемого объекта. В работе проведен выбор параметров орбиты ЛОС и представлены варианты увеличения количества окон старта для перелета по маршруту РОС-ЛОС с учетом представленных ограничений.

## Литература

- [1] Tselousova A., Trofimov S., Shirobokov M. Station-keeping in high near-circular polar orbits around the Moon. *Acta Astronautica*, 2021, no. 188, pp. 85–192.
- [2] Whitley R., Martinez R. Options for Staging Orbits in Cislunar Space. *Aerospace Conference IEEE, Big Sky, MT, USA, 2016*, 9 p.
- [3] Федеральная космическая программа России на 2016–2025 годы.
- [4] Муртазин Р.Ф. Эффективное выведение КА на высокую круговую окололунную орбиту. *Космонавтика и ракетостроение*, 2019, № 3 (108), с. 5–12.
- [5] Маринин И. К высоким широтам. *Русский космос*, 2023, № 8 (42), 9 с.
- [6] Муртазин Р.Ф., Беляева Е.К. Парирование переносов запусков в четырехпусковой схеме высадки на поверхность Луны. *Космическая техника и технологии*, 2022, № 4(39), с. 94–100.

УДК 551.5

## Повышение точности баллистического способа определения давления атмосферы

Казаков Геннадий Викторович

kgv.64@mail.ru

Кунавин Владимир Иванович

kv4@mail.ru

Мочалов Виктор Васильевич

mvvd@mail.ru

Алпатов Евгений Вячеславович

aev.29@mail.ru

4 ЦНИИ Минобороны России

*Рассмотрена задача повышения точности определения давления атмосферы по ее профилю в условиях ветровых возмущений атмосферы. Раскрыты недостатки существующих способов определения давления атмосферы на различных высотах. Показано, что задача решается учетом в аналитическом выражении изменения давления атмосферы на интервале траектории полета летательного аппарата дополнительного параметра, который характеризует направление и скорость перемещения воздушных масс атмосферы относительно земной поверхности. Определен порядок использования найденного решения, прежде всего в случаях, когда непосредственное измерение давления невозможно.*

**Ключевые слова:** давление, траектория, атмосфера, ветровое возмущение, миделево сечение, траекторные измерения

Проектирование летательного аппарата (ЛА) требует учета давления атмосферы в зависимости от высоты. Такая операция может быть выполнена как решением уравнений статики атмосферы и состояния идеального газа [1, 2], так и путем учета изменения газового состава атмосферы, длины свободного пробега частиц, количества частиц в единице объема газа [3].

В ГОСТ [1] результаты испытаний ЛА рассматриваются в одних и тех же условиях. Однако в разреженных слоях атмосферы точность измерения температуры существенно снижается. Отличие составляет от 10 до 15 °С. Таким образом, адекватность описания реального состояния атмосферы недостаточна для измерения давления.

Давление атмосферы на различных высотах также возможно определить путем учета изменения состава газа атмосферы, длины свободного пробега частиц и количества частиц в единице объема газа [3].

Рассмотренные выше способы имеют общий недостаток, заключающийся в необходимости знания значений дополнительных не поддающихся измерениям или определяющихся косвенными методами параметров.

Устранить этот недостаток можно способом определения изменения давления атмосферы с изменением высоты, приведенным в [4]. Сущность способа заключается в измерениях характеристик траектории полета ЛА в соседних точках траектории. Точки задаются с определенным шагом. Необходимым условием является задание заранее известного значения баллисти-

ческого коэффициента ЛА, что снижает точность определения разности давлений атмосферы.

В работе [5] рассмотрен способ определения изменения давления атмосферы по ее профилю. Исходными данными являются результаты измерений параметров полета ЛА в атмосфере на пассивном участке траектории. В соседних точках траектории по полученным результатам определяются высота точки над поверхностью земного эллипсоида, ускорение силы тяжести, скорость движения ЛА, угол наклона вектора скорости к плоскости местного горизонта и другие параметры полета, по которым определяется изменение давления атмосферы [5]. При оценке методической погрешности определения разности давлений порядка одного процента при шаге измерений по высоте до пяти километров недостатком является использование в качестве скорости ЛА ее скорости относительно средств измерения скорости.

Ввиду отсутствия учета процессов, происходящих в динамике в атмосфере при полете ЛА, погрешность определения значений разности давлений значительна. Она представляет собой зависимость проекции скорости воздушных масс относительно земной поверхности от направления движения и скорости ЛА.

Повышение точности определения давления атмосферы по ее профилю в условиях ветровых возмущений атмосферы возможно решением аналитической задачи. Для чего вводится дополнительный параметр, который характеризует направление и скорость перемещения воздушных масс атмосферы относительно земной поверхности.

С целью исключения погрешности определения изменения давления атмосферы на интервале траектории полета ЛА в условиях ветровых возмущений атмосферы заменим скорость ЛА относительно земной поверхности на скорость ЛА относительно воздушного потока [4]. Алгоритм определения давления атмосферы в этом случае следующий.

Для ЛА с известными массой, площадью миделевого сечения и зависимостью аэродинамического коэффициента силы лобового сопротивления ЛА от числа Маха при достижении ЛА в заданную точку траектории с требуемой дискретностью измеряются параметры движения ЛА. По полученной в этой точке траектории высоте определяются направление и скорость движения воздушных масс атмосферы относительно земной поверхности, ускорение силы тяжести, на основе которых вычисляется проекция вектора скорости перемещения воздушных масс на продольную ось скоростной системы координат в точке траектории.

В граничных точках интервала траектории вычисляются как полусуммы средние значения параметров (ускорение силы тяжести, угол наклона вектора относительной скорости к плоскости местного горизонта, аэродинамический коэффициент силы лобового сопротивления ЛА).

По одной из существующих моделей определяется зависимость температуры атмосферы от высоты расположения точки траектории относительно

поверхности земного эллипсоида. При исследований аэродинамических характеристик ЛА определяется зависимость аэродинамического коэффициента силы лобового сопротивления ЛА от числа Маха.

Температура атмосферы определяется по известной высоте расположения точки траектории. После этого последовательно определяются число Маха, скорость распространения звука в воздухе, значение аэродинамического коэффициента по ее зависимости от числа Маха. Значения давления атмосферы по всему профилю атмосферы восстанавливаются по известному значению давления атмосферы в одной из точек траектории с применением полученных значений изменения давления на каждом интервале.

Предлагаемые способ и алгоритм определения давления атмосферы могут быть использованы для определения давления атмосферы на различных высотах.

### Литература

- [1] ГОСТ 4401–81. *Атмосфера стандартная. Параметры*. Москва, ИПК Изд-во стандартов, 2004. 180 с.
- [2] Вшивкова О.В. *Физика Земли и атмосферы. Влияние атмосферы на результаты геодезических измерений*. Москва, МИИГАиК, 2017.
- [3] Матвеев Л.Т. *Курс общей метеорологии. Физика атмосферы*. Ленинград, Гидрометеиздат, 1984, 752 с.
- [4] Пономарев В.А., Воропаев А.П., Подрезов В.А. *Способ определения изменения давления атмосферы с изменением высоты*. Патент RU № 2643705 С2, 2018, бюл. № 4.
- [5] Казаков Г.Н., Мочалов В.В., Пономарев В.А. и др. *Способ определения изменения давления атмосферы по ее профилю*. Патент на изобретение RU № 2691921 С1, 2019, бюл. № 17.

УДК 629.7

## Особенности анализа динамики отделения крышки узлов подвески парашютного контейнера от возвращаемого аппарата пилотируемого транспортного корабля нового поколения

Целин Артем Романович

mr.tselin@yandex.ru

ПАО «РКК «Энергия»

*Предметом исследования является процесс отделения крышки узлов подвески (КУП) от возвращаемого аппарата (ВА), как один из важнейших этапов ввода парашютной системы (ПС) при возвращении ВА на Землю. Представлены особенности моделирования движения элементов рассматриваемой системы с использованием современных программных комплексов FlowVision и Euler. Разработаны модели отделения, позволяющие проводить исследование динамики относительного движения тел в атмосфере с учетом аэродинамической интерференции и взаимодействия между КУП и вытяжным блоком (ВБ) через упругую уздечку. Определен профиль силы натяжения уздечки для различных конфигураций ВБ: в виде точечной массы, в виде абсолютно твердого тела и в виде деформируемого тела. Проведен анализ динамики отделения крышки в спутном следе. Определены критерии, по которым модель ВБ будет выбрана в качестве рабочей, после проведения испытаний по отстрелу имитатора КУП.*

**Ключевые слова:** динамика, возвращаемый аппарат, процесс отделения, парашютная система, крышка узлов подвески, вытяжной блок

Основным требованием при проектировании и эксплуатации пилотируемых космических кораблей является обеспечение безопасности экипажа [1]. Для безопасного возвращения космонавтов на Землю, необходимо гарантированно обеспечить успешное введение ПС. Для этого, при проектировании перспективного транспортного корабля (ПТК), производится компьютерное моделирование всех этапов введения ПС. В настоящей работе исследуется один из наиболее проблемных этапов ввода ПС — отделение КУП от возвращаемого аппарата (ВА). К КУП прикреплен ВБ с ВП, который обеспечивает последовательное введение блока тормозных и основных парашютов [2].

Задача отделения КУП предполагает исследование движения крышки от начала работы толкателей до вытяжения строп ВП (до достижения относительного расстояния между КУП и ВА 30 м) в широком диапазоне начальных условий: скоростной напор  $q_0 = 1000 \dots 10000 \text{ Н/м}^2$ , высота  $H = 1 \dots 5 \text{ км}$ , число Маха  $M = 0,1 \dots 0,7$ . Ориентация ВА в потоке определяется переходными процессами управления вокруг центра масс.

Начальный участок движения КУП в возмущенной возвращаемым аппаратом аэродинамической среде, где влияние аэродинамической интерференции является определяющим, моделировался в программном комплексе FlowVision. Данный комплекс позволяет проводить численное моделирование движения с расчетом на каждом шаге интегрирования аэродинамическо-

го воздействия на КУП и ВА методом конечных объемов с применением динамической сетки, где моделируется течение вязкого сжимаемого газа с использованием осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье — Стокса и  $k$ - $\epsilon$ -модели турбулентности [3].

Полученные в результате расчета в программном комплексе FlowVision кинематические параметры КУП и ВА при выходе КУП из зоны аэродинамической интерференции использовались далее для расчета динамики движения КУП и ВА с помощью программного комплекса Euler, который предназначен для численного моделирования динамики многокомпонентных механических систем в трехмерном пространстве с учетом больших перемещений в нелинейной постановке по квазистационарным аэродинамическим характеристикам [4].

На первом этапе проводилось моделирование движения КУП без учета взаимодействия между КУП и ВБ.

Проведенные расчеты выявили интенсивную раскрутку КУП в канале тангажа  $\omega_z$  более 2000 °/с. Движение КУП с такими угловыми скоростями создает риск наматывания на КУП уздечки с ВБ, что создает опасность отказа ввода парашютной системы.

На последующих этапах было учтено влияние воздействия на КУП со стороны ВБ через упругую уздечку. Силовой фактор включался при достижении относительного расстояния, равного длине уздечки, между соответствующими точками на КУП и ВБ. Уздечка представлялась в виде упругого троса, а ВБ представлен в виде точечной массы.

Анализ проведенных расчетов показал, что инерции ВБ оказалось достаточно, чтобы в результате многократных взаимодействий с КУП, успешно парировать ее угловые скорости, приобретаемые КУП в процессе отделения.

В реальности, ВБ не является ни абсолютно твердым телом, ни точечной массой. Для учета упругих свойств, ВБ был представлен в виде нескольких точечных масс, соединенных вязко-упругими пружинами. Коэффициенты жесткости и демпфирования выбирались на основании анализа и интерполяции данных, полученных при разработке и испытаниях ПС корабля «Союз». Моменты инерции жестко скрепленных звеньев эквивалентны моментам инерции, которыми обладает ВБ в виде абсолютно твердого тела.

Модель использовалась как средство проектного анализа для проведения массовых расчетов процесса отделения КУП и выбора характеристик системы отделения в широком диапазоне начальных кинематических параметров, возможных разбросов жесткости и вязкости ВБ.

Валидация модели будет осуществляться по результатам проведенных испытаний по отстрелу имитатора КУП путем сравнения кинограмм движения ВБ и профилей сил натяжения уздечки, определенных экспериментально, с результатами расчетов.

---

## Литература

- [1] Кудрявцев С.И., Кутоманов А.Ю., Кутоманова Т.В. Алгоритм обеспечения безопасного спуска перспективного транспортного корабля при нештатной ситуации. *Космонавтика и ракетостроение*, 2016, № 1, с. 20–26.
- [2] Антонова Н.П., Брюханов Н.А., Четкин С.В. Средства посадки пилотируемого транспортного корабля нового поколения. *Космическая техника и технологии*, 2014, № 4 (7), с. 21–30.
- [3] Аксенов А.А. Компьютерное моделирование течения и относительного движения возвращаемого аппарата и крышки люка парашютного контейнера в процессе их разделения на участке спуска. *Космическая техника и технологии*, 2015, № 2, с. 39–50.
- [4] Целин А.Р., Анфалов А.С., Овсянникова Н.Ю., Слободянюк Д.М., Хомяков М.К. Анализ динамики движения крышки узлов подвески парашютной системы при вводе вытяжного парашюта. *XLVI Академические чтения по космонавтике, посвященные памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых – пионеров освоения космического пространства: сб. тез.* в 4 т. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2022, т. 3, с. 169–172.



УДК 629.786

## О выборе орбиты для Российской орбитальной станции и новых возможностях для пилотируемой космонавтики

Чудинов Никита Алексеевич<sup>1,2</sup>

chudo-26@yandex.ru

Муртазин Рафаил Фарвазович<sup>1,2</sup>

rafail.murtazin@gmail.com

<sup>1</sup> ПАО «РКК «Энергия»<sup>2</sup> МГТУ им. Н.Э. Баумана

*В настоящее время ведется разработка Российской орбитальной станции (РОС), которая будет развернута на солнечно-синхронной орбите. Выбранная орбита РОС открывает новые задачи для пилотируемых полетов и предоставляет новые возможности при освоении космического пространства. В работе описываются баллистические особенности орбиты РОС, возможности по управлению полетом станции, а также предлагаются новые подходы при выполнении полетов к ней.*

**Ключевые слова:** дистанционное зондирование Земли, Российская орбитальная станция, рабочая орбита, солнечно-синхронная орбита

В настоящее время использование орбитальных станций (ОС) позволяет космонавтам выполнять на орбите фундаментальные и прикладные задачи. Выбор орбиты станции определяет возможность ее использования для решения целевых задач, осуществления транспортных операций и управления полетом. Орбиты советских ОС имели наклонение около  $51,6^\circ$ , что было обусловлено энергетическими возможностями используемых ракет-носителей (РН) [1], а при разработке Международной космической станции (МКС) из-за ограничений по выводимой массе американских кораблей Space Shuttle было принято решение развернуть станцию на орбите с таким же наклонением —  $51,6^\circ$ . Недостаток орбиты МКС состоит в том, что ее наклонение не обеспечивает обзор территорий, расположенных на широтах более  $55^\circ$ , а наблюдение интересующего района в светлое время суток возможно лишь в течение 20–25 дней из 60 [2]. Как следствие, МКС можно использовать для наблюдения не более 25 % площади России, а решение задач в интересах остальных территорий затруднительно. Кроме этого, на 9 из 15 витков отсутствует связь с российскими наземными пунктами, что ограничивает возможности по управлению МКС и получению целевой информации.

При выборе орбиты для будущей российской станции основные соображения состояли в том, чтобы обеспечить наблюдение большей части территории России, а запуски транспортных кораблей и модулей осуществлять с российского космодрома «Восточный» [3]. Наиболее предпочтительными считались орбиты, на которых РОС могла бы использоваться для мониторинга Северного морского пути, взаимодействия с группировками автоматических космических аппаратов (КА), а также для развертывания и орбитального



обслуживания таких КА. Наклонения рабочей орбиты РОС рассматривались в диапазоне от  $51,6^\circ$ , при котором обеспечивается максимальная грузоподъемность РН с космодрома «Восточный», до  $97^\circ$ , которое широко используется спутниками дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ). Трассы выведения РН на орбиты с наклонениями от  $51,6^\circ$  до  $83^\circ$  проходят над территориями со сложным рельефом местности и акваториями Тихого океана и Охотского моря, что в случае аварии РН затруднит поиск и спасение экипажа пилотируемого корабля, а при наклонениях от  $65^\circ$  до  $83^\circ$  аварийные трассы полета пересекают территории США и Канады.

Орбита с наклонением  $97^\circ$  лишена этих недостатков, но характеризуется более высокими требованиями к грузоподъемности РН. Согласно проведенной оценке, энергетических возможностей РН «Ангара-А5М» и «Союз 2.1б» достаточно для развертывания и транспортного обеспечения РОС на такой орбите. При этом трасса выведения на орбиту с наклонением  $97^\circ$  проходит через выделенные районы падения отделяющихся частей РН, а посадка экипажа в случае наиболее вероятных аварий РН осуществляется в сухопутных равнинных районах на территории России. Орбита с наклонением  $97^\circ$  обеспечивает обзор всей поверхности Земли, в том числе полярных областей, и позволяет наблюдать всю территорию России и территориальных вод в Северном Ледовитом океане. За счет синхронизации прецессии этой орбиты с движением Земли вокруг Солнца наблюдение интересующего района осуществляется в одно и то же местное время суток при стабильных условиях освещенности. Благодаря этой особенности солнечно-синхронная орбита широко используется спутниками ДЗЗ, и возможность взаимодействия РОС с такими КА позволит открыть новые задачи для пилотируемых полетов. Из-за наличия участков орбиты, незащищенных магнитосферой Земли, показатели радиационной обстановки возрастают по сравнению с орбитой МКС не более чем на 25 % и остаются в допустимых пределах, что позволит отрабатывать средства защиты для межпланетных перелетов. Учитывая эти преимущества, в качестве рабочей орбиты для российской станции была выбрана солнечно-синхронная орбита с наклонением  $97^\circ$ .

В работе авторы приводят исторический обзор использования орбитальных станций и сравнение их траекторных особенностей с возможностями будущей РОС в части транспортного обеспечения, управления полетом и целевого использования космического комплекса. Предлагаются новые подходы к выполнению транспортных операций с РОС, включая внедрение квазикомпланарного выведения [4], новых схем сближения и способов парирования нештатных ситуаций [5]. Рассматривается задача организации взаимодействия РОС с группировкой спутников ДЗЗ, их развертывания и инспекции, а также использования РОС при выполнении полетов к Луне.

## Литература

- [1] Батурин Ю.М., ред. *Мировая пилотируемая космонавтика: История. Техника. Люди.* Москва, РТСофт, 2005.
- [2] Мельников Е.К. *Управление орбитальным движением МКС (1998–2018).* Королёв, ЦНИИмаш, 2019.
- [3] Маринин И. К высоким широтам. Владимир Соловьев о проекте новой российской станции. *Русский космос*, 2022, № 08 (42), с. 6–15.
- [4] Муртазин Р.Ф. Использование квазикомпланарной орбиты выведения для быстрого доступа космического корабля к орбитальной станции. *Космонавтика и ракетостроение*, 2014, № 74, с. 42–49.
- [5] Chudinov N.A., Murtazin R.F., Soloviev V.A. Counteracting contingencies in fast rendezvous with ISS. *The Journal of Space Safety Engineering*, 2023, vol. 10 (2), pp. 166–171.

УДК 629.7

## Эффективная транспортная система для реализации Лунной программы

Беляева Екатерина Константиновна<sup>1</sup>

gnezdova\_ek@mail.ru

Муртазин Рафаил Фарвазович<sup>1,2</sup>

rafail.murtazin@gmail.com

<sup>1</sup> ПАО «РКК «Энергия»<sup>2</sup> МГТУ им. Н.Э. Баумана

*В работе представлена эффективная транспортная система (ТС) для реализации Лунной программы, включающая околоземную и окололунную станции. Предложено развертывания окололунной станции на высокой полярной круговой орбите, где базируется многоразовый лунный корабль, имеющий функцию взлетного модуля. Для повышения эффективности системы разработан «грависферный» способ, позволяющий существенно увеличить массу доставляемой полезной нагрузки на Луну. В работе представлены варианты транспортных систем с использованием Лунной орбитальной станции и Российской орбитальной станции, проведено их сравнение с существующей двухпусковой схемой на базе РН сверхтяжелого класса.*

**Ключевые слова:** лунная орбитальная станция, лунная программа, многоразовый корабль, высокая полярная лунная орбита, грависферный способ

Основными крупными проектами пилотируемой космонавтики за последние 50 лет являются околоземные станции. Следующий шаг ее развития видится в организации пилотируемых полетов за пределы земных орбит. В перспективе планируется создание Лунных Баз в районе Южного полюса, где в кратерах были открыты большие запасы воды в виде льда. На сегодня, единственная транспортная система (ТС) для лунных миссий была реализована в рамках программы «Аполлон». Корабль «Аполлон» выводился на околоземную орбиту ракетой-носителем сверхтяжелого класса (СТК) «Сатурн-5» грузоподъемностью около 140 т, что позволяло доставить на окололунную орбиту лунный модуль массой около 15 т, позволяющий обеспечить трехсуточное пребывание на поверхности Луны двух астронавтов [1].

В этой же парадигме предполагается реализовать ТС в Российской Лунной программе. Согласно схеме, с помощью двух РН СТК на НОО выводятся пилотируемый транспортный корабль (ПТК) «Орел» и лунный взлетно-посадочный корабль (ЛВПК). После стыковки экипаж из четырех космонавтов переходит в ЛВПК для двухнедельной экспедиции на поверхности Луны.

Временная приостановка разработки отечественной РН СТК приводит к переносу сроков создания Лунной базы и необходимости рассмотрения других подходов, обеспечивающих решение задачи высадки российских космонавтов в районе Южного полюса Луны.

В отличие от российской программы в США в качестве транспортного узла для миссий в дальний космос рассматриваются лунные орбитальные

станции (ЛОС), например, «Gateway» на высокоэллиптической лунной гало-орбите (NRHO) с высотами пери- и апоцентра 3000 км и 70000 км соответственно. Такая станция позволит осуществлять высадку на поверхность Луны, а также предполагается ее использование для полетов к другим планетам в качестве Космопорта. Основным преимуществом NRHO являются малые затраты характеристической скорости необходимые для перехода на эту орбиту ~480 м/с. [2]. Развертывание станции на NRHO имеет существенный недостаток, а именно неустойчивость этой орбиты, что требует проведения частых и высокоточных коррекций [3]. В случае пропуска или неточной выдачи корректирующего импульса станция может сойти с орбиты и быть утеряна.

В качестве альтернативы лунной орбитальной станции на NRHO, имеющей функцию Космопорта предлагается развертывание станции на круговой полярной высокой лунной орбите (ВЛО) высотой ~10 тыс. км. Основным преимуществом ВЛО по сравнению с NRHO является долгосрочная устойчивость орбиты, а вследствие круговой орбиты появляются большие возможности для срочного возвращения экипажа с поверхности Луны на станцию. Прямой перелет на ВЛО составит ~ 640–850 м/с, однако за счет использования «грависферного» способа перехода на ВЛО [4] можно получить снижение затрат характеристической скорости на достижение ВЛО на 150 м/с по сравнению с NRHO и почти на 550 м/с по сравнению с НОО. Это позволит, при прочих равных условиях, доставлять на ЛОС большую полезную нагрузку.

Развертывание ЛОС является эффективным подходом для увеличения масс ПТК-М и ЛВПК и снижения чувствительности схемы к переносам запусков. Предлагаемая ЛОС фактически является «базовым лагерем», позволяющим разместить на ней многоразовый лунный корабль (МЛК), представляющий собой взлетный модуль (ВМ) ЛВПК. Доставка экипажа на ЛОС осуществляется по двухпусковой схеме с использованием РН тяжелого класса «Ангара-А5В». За счет снижения характеристической скорости на достижение ВЛО при использовании «грависферного» способа стартовая масса ПТК-М составит 22,4 т, что соответствует полноразмерному ПТК «Орел». Для сборки всего ЛВПК и высадки космонавтов на поверхность потребуется доставка на ЛОС запрошенной посадочной ступени (ПС) и межорбитального буксира (МБ).

Одним пуском РН «Ангара-А5В» может доставить на ВЛО при использовании «грависферного» способа полезную нагрузку массой 13,8 т. Это, в свою очередь, позволяет обеспечить посадку на Луну МЛК с экипажем массой 4 т, что почти в два раза превышает размерность лунного корабля «Eagle» из программы «Аполлон». Экономичность этой ТС достигается за счет отказа от РН СТК и перехода с одноразового на частично многоразовый ЛВПК. К тому же ЛОС позволит обеспечить устойчивость четырехпусковой схемы за счет допустимого разнесения по времени всех элементов ТС и повысить безопасность экипажа при срочном возвращении с Луны.

Следующей возможностью повышения экономичности является переход к многоразовой транспортной системе «Рывок» [5]. На Российской орбитальной станции (РОС) наклонением  $97^\circ$  размещается многоразовый пилотируемый корабль (МПК), выполняющий перелеты для доставки экипажа по маршруту РОС — ЛОС — РОС.

Использование РОС и ЛОС с функциями «базового лагеря» и местом размещения многоразового лунного корабля для посадки на Луну достаточно для эффективного транспортного обеспечения Лунной базы с помощью РН тяжелого класса «Ангара-А5В».

## Литература

- [1] Батурин Ю.М., ред. *Мировая пилотируемая космонавтика: История. Техника. Люди*. Москва, РТСофт, 2005.
- [2] Whitley R., Martinez R. Options for Staging Orbits in Cislunar Space. *Aerospace Conference IEEE, Big Sky, MT, USA*, 2016.
- [3] Tselousova A., Trofimov S., Shirobokov M. Station-keeping in high near-circular polar orbits around the Moon. *Acta Astronautica*, 2021, № 188, pp. 85–192.
- [4] Муртазин Р.Ф. Эффективное выведение КА на высокую круговую окололунную орбиту. *Космонавтика и ракетостроение*, 2019, № 3 (108), с. 5–12.
- [5] Муртазин Р.Ф. Транспортная космическая система нового поколения для обеспечения лунных экспедиций. *Космонавтика и ракетостроение*, 2017, № 2 (95), с. 55–63.

УДК 629.7

## Анализ 25-летнего опыта маневрирования Международной космической станции

Муртазин Рафаил Фарвазович<sup>1,2</sup>

rafail.murtazin@gmail.com

Канищева Марина Анатольевна<sup>2</sup>

mkanischeva1@gmail.com

Чудинов Никита Алексеевич<sup>2</sup>

chudo-26@yandex.ru

<sup>1</sup> МГТУ им. Н.Э. Баумана<sup>2</sup> ПАО «РКК «Энергия»

*В ноябре 2023 года исполнилось 25 лет с запуска на орбиту первого элемента Международной космической станции (МКС). За это время девятая по счету орбитальная станция в мировой пилотируемой космонавтике превратилась в самый крупный космический объект, созданный за весь период космической эры. Рассмотрена эволюция стратегии маневрирования на всех этапах полета МКС, начиная от запуска первого модуля и вплоть до конца ноября 2023 года. Представлены подходы, используемые для обеспечения баллистических условий по посадке на Землю и стыковке по быстрым схемам сближения с учетом проведения внеплановых маневров уклонения от космического мусора. Приводится количественное и качественное сравнение особенностей маневрирования МКС и предыдущих орбитальных станций, делается прогноз параметров маневрирования будущей Российской орбитальной станции.*

**Ключевые слова:** международная космическая станция, 25 лет эксплуатации, стратегии маневрирования, маневр уклонения

20 ноября 1998 года на орбиту был запущен Функционально-грузовой блок (ФГБ) «Заря», ставший первым элементом Международной космической станции (МКС). На сегодня МКС общей массой около 460 тонн является самым крупным космическим объектом, созданным за весь период космической эры. За 25 лет к МКС было выполнено в общей сложности более 250 полетов различных кораблей посещения, доставивших крупные модули, пилотируемые корабли, грузовые корабли с топливом и средствами обеспечения жизнедеятельности экипажей и научную аппаратуру. Одним из наиболее важных результатов программы МКС является создание надежной международной кооперации, осуществляющей целевое использование комплекса [1].

Эксплуатация такого сложного объекта как МКС требует поддержания высоты орбиты в соответствии с предварительно выбранным высотным профилем. От рационально выбранного высотного профиля зависит стоимость сборки МКС и надежность выполнения транспортных операций при эксплуатации орбитальной станции.

В начальный период количество маневров было малым и в основном определялось необходимостью поддерживать выбранный высотный профиль. На втором этапе после начала интенсивного строительства их число суще-

ственно возросло и достигло максимума в 2001 году — 32 маневра, что в свою очередь является рекордным годовым показателем за все 25 лет функционирования МКС. Наименьшее число маневров соответствует 2009 году — 5, когда значение индекса солнечной активности было на минимуме (70–75). В 2010–2011 годах число маневров вновь увеличилось (21 в 2011 году) из-за необходимости постепенного увеличения высоты орбиты МКС [2].

За 25-летний период было использовано почти 49 тонн топлива, а самый большой годовой расход топлива около 6,5 тонн был зафиксирован в 2011 году. Суммарный импульс скорости, «приложенный» к МКС, составил около 618 м/с, что позволило бы поднять высоту орбиты МКС за один раз более чем на 1200 км.

Большая часть топлива на маневры была израсходована через двигательные установки кораблей «Прогресс М» и ATV, европейский грузовой корабль, который стыковался к российскому сегменту МКС: 52 и 21 % соответственно. С учетом выполнения маневров с использованием двигательной установки ФГБ «Заря» и СМ «Звезда», использующих топливо, доставленное на МКС кораблями «Прогресс», за 25 лет российский грузовой корабль, воистину являющийся «рабочей лошадкой» МКС, доставил около 68 % топлива или примерно 33 т для выполнения маневров орбитальной станции.

После внедрения в практику полетов российских кораблей быстрых схемы сближения: сначала четырехвитковой [3], позволившей проводить стыковку через шесть часов после старта, а с 2018 года и двухвитковой схемы [4], сократившей длительность сближения до трех часов, потребовалось изменение стратегии маневрирования, что диктовалось следующим обстоятельством. Особенность выбора плана маневров МКС при подготовке к быстрому сближению состоит в обеспечении на момент старта необходимого углового расстояния (фазы) между космическим кораблем (КК) и МКС с одновременной подготовкой условий по посадке в требуемый район, выполняемой, как правило, через несколько дней, другого пилотируемого корабля.

Решение такой сложной задачи очень чувствительно к возможным вариациям солнечной активности и внеплановым отклонениям МКС от космического мусора. Такие события носят случайный характер, их невозможно прогнозировать, но они могут привести к невыполнимости быстрой стыковки и последующей посадки в требуемый район. Так, при подготовке в 2015 году к запуску корабля «Союз ТМА-18М» по четырехвитковой схеме за 38 суток до старта был проведен маневр отклонения МКС от космического мусора, а солнечная активность в оставшиеся до старта дни оказалась существенно ниже прогнозируемой. Эти обстоятельства, в конечном счете, привели к отказу от быстрого сближения в пользу резервной двухсуточной схемы.

Впоследствии для повышения устойчивости к случайным возмущениям траектории МКС стратегия маневрирования была поправлена. Неблагоприятное изменение баллистических условий на момент даты старта КК, компенсировалось коррекцией величины и даты проведения плановых маневров ор-

биты МКС. По вновь сформированному плану, за счет правильного расположения маневров, удавалось обеспечить оптимальные условия для реализации и быстрого сближения, и посадки, несмотря на «паразитные» маневры уклонения МКС от космического мусора. Образно выражаясь, стратегия проведения предстартовых маневров напоминает игру в керлинг, когда удается победить за счет правильной расстановки «своих» камней для защиты центра поля от «чужих» камней! Здесь роль «своих» камней играют плановые маневры, «чужие» камни — это изменения солнечной активности и уклонения от космического мусора, а защита центра поля обеспечивает условия для проведения быстрой стыковки.

Для качественной оценки параметров маневрирования МКС в работе представлены показатели других орбитальных станций: «Салют-6», «Салют-7» и «Мир», которая, как и МКС была станцией третьего поколения.

### Литература

- [1] Легостаев В.П., Марков А.В., Сорокин И.В. Целевое использование российского сегмента МКС: значимые научные результаты и перспективы. *Космическая техника и технология*, 2013, № 2, с. 3–18.
- [2] Муртазин Р.Ф., Заборская Е.С., Александров А.П. Сравнительный обзор стратегии маневрирования МКС. *Полет. Общероссийский научно-технический журнал*, 2017, № 2, с. 27–35.
- [3] Муртазин Р.Ф., Виноградов П.В., Александров А.П., Петров Н.К. «Быстрая» схема сближения: МКС становится ближе. *Полет. Общероссийский научно-технический журнал*, 2013, № 8, с.116–120.
- [4] Муртазин Р.Ф. Способ управления движением космическим объектом при сближении с другим космическим объектом. Патент № 2657704 РФ, 2018, бюл. № 17.



УДК 533

## Численные исследования аэродинамических характеристик разделяющихся объектов в дотранзвуковом диапазоне скоростей и умеренных углах атаки

Аникеева Мария Ивановна

anykeeva\_emina@mail.ru

Дядькин Анатолий Александрович

anatolydyadkin@gmail.com

Михайлов Максим Викторович

maksim.mihaylov9@rscf.ru

ПАО «РКК «Энергия»

*Проведен расчет аэродинамических характеристик отделяемого головного блока (ОГБ) с работающими двигателями системы аварийного спасения при разделении с двигательным отсеком (ДО). Расчеты проведены в программном комплексе FlowVision при числах Маха от 0,6 до 1,7 и углах атаки от 0 до 30° в квазистационарной постановке. Результаты представлены в виде структур течения, полей газодинамических параметров около ОГБ и зависимостей  $S_x$  ОГБ и лобового теплозащитного экрана (ЛТЭ) при образовании зазора. Выявлено скачкообразное увеличение значения  $S_x$  ОГБ, что может приводить к его соударению с ДО.*

**Ключевые слова:** двигательная установка, аэродинамика, авария, разделение

В случае аварии ракеты-носителя (РН) на участке выведения пилотируемого корабля на орбиту осуществляется отделение от него возвращаемого аппарата (ВА) с экипажем с помощью двигательной установки (ДУ) системы аварийного спасения (САС), увод отделяемого головного блока (ОГБ) на безопасное расстояние с последующей посадкой ВА на парашютах.

Для исследования динамики движения ОГБ в процессе отделения от РН необходимо знание его аэродинамических характеристик (АДХ) на малых относительных расстояниях между разделяющимися объектами с учетом интерференции между ними.

Задача исследования АДХ ОГБ при отделении решается численно с использованием программного комплекса (ПК) FlowVision разработки фирмы ТЕСИС, который хорошо зарекомендовал себя при решении аналогичных задач [4].

Исследования выполнены для ОГБ с верхним расположением ДУ САС, которая с помощью переходника крепится к шпангоуту ВА. Схема аналогична используемым для кораблей «Apollo», «Союз», «Orion» и других. Расчеты проведены для ОГБ с работающей (ОРД, ОРД + РДР) и неработающей ДУ САС.

Относительные расстояния  $L/D$  (где  $L$  — расстояние между вершинами ЛТЭ и плоскостью стыка ДО,  $D$  — диаметр миделя ВА) изменяются в расчетах дискретно с переменным шагом в диапазоне от 0 до 5,0.  $L/D = 0$  — соответствует исходному положению ОГБ в составе космической головной части (КГЧ).

Параметры на срезах сопел ДУ САС:

1) основные ракетные двигатели (ОРД) — число Маха  $M_a = 3,33$ , давление на срезе  $P_a = 88259,4$  Па, температура  $T_a = 1370$  К,

2) ракетные двигатели разделения (РДР) — число Маха  $M_a = 4,27$ , давление на срезе  $P_a = 480523,4$  Па, температура  $T_a = 1000$  К.

Рассматриваются 3 основных расчетных случая:

авария на дозвуковых скоростях ( $M_{\infty} \approx 0,8$ ) и умеренных углах атаки  $\alpha_n = 0 \dots 30^\circ$ ;

авария на трансзвуковых скоростях ( $M_{\infty} \approx 1,0$ ) в районе больших (максимальных) скоростных напоров  $q_{\max}$  и малых степенях нерасчетности струй ДУ САС ( $n_a \leq 2$ ) — расчетный режим работы ДУ;

авария на сверхзвуковых скоростях полета ( $M_{\infty} \approx 1,7$ ) в районе больших скоростных напоров и степенях нерасчетности струй ( $n_a \geq 100$ ).

### Результаты.

1. При дозвуковых-трансзвуковых скоростях ( $M_{\infty} = 0,6 \dots 1,0$ ) в момент образования зазора между разделяющимися объектами начинается интенсивное истечение газа из объема между ЛТЭ и экраном ДО. Давление изменяется от исходного в объеме между ЛТЭ и ОДО (в расчетах избыточное давление в этом объеме на момент начала разделения принято равным нулю) до пониженного давления на наружной поверхности КГЧ в месте стыка ЛТЭ и ДО.

2. С появлением зазора между ЛТЭ и ОДО на ОГБ возникает дополнительная продольная сила  $C_x$  ЛТЭ, обусловленная пониженным давлением на поверхности ЛТЭ.

3. В результате возникновения дополнительной составляющей продольной силы  $C_x$  ЛТЭ продольная сила ОГБ с работающим ОРД начинает интенсивно возрастать. Возрастание продольной силы до максимальных значений происходит за малый промежуток времени при зазорах не более  $L/D \leq 0,25$ .

4. Струи работающего ОРД оказывают незначительное влияние на  $C_x$  ОГБ при малых величинах зазора.

5. Максимальные значения  $C_x$  ОГБ достигаются в диапазоне чисел Маха от 0,9 до 1,0, что соответствует максимальным разрежениям на наружной поверхности ВА в месте стыка с ОДО и повышенным скоростным напором набегающего потока. При сверхзвуковых скоростях  $M_{\infty} \geq 1,2$  значения  $C_x$  ЛТЭ уменьшается с ростом Маха.

6. Изменение угла атаки  $\alpha_n$  в диапазоне от 0 до  $10^\circ$  оказывает слабое влияние на значения  $C_x$  ОГБ при отходе на малые расстояния ( $L/D \leq 0,5$ ). На основании этого можно предположить, что нарушение соосности при разделении ОГБ и ОДО за счет небольшого поперечного смещения продольных осей или появления аэродинамического угла крена ( $\varphi_n$ ) между осями не окажет значительного влияния на АХ при зазорах между ЛТЭ и ОДО порядка  $L/D \leq 0,5$ . Данная гипотеза может быть проверена после получения предварительных параметров относительного движения ОГБ и ОДО на участке разделения.

7. Интерференция между разделяющимися ОГБ и ОДО оказывает слабое влияние на коэффициенты нормальной силы и момента тангажа  $m_z$  ОГБ. Поэтому на участке разделения могут использоваться значения  $C_y$  и  $m_z$ , соответствующие автономному полету ОГБ.

8. При одновременной работе ОРД и РДР максимальные значения  $C_x$  ОГБ в процессе отделения не увеличиваются при всех значениях углов атаки по сравнению со значениями  $C_x$  при работе только ОГБ. Характер зависимости  $C_x$  от  $L/D$  сохраняется.

**Заключение.** Для оценки безударности отделения ОГБ от ДО после раскрытия стыка ВА-ОДО необходимо учитывать выявленные особенности АДХ на малых расстояниях.

### Литература

- [1] Аникеева М.И., Дядькин А.А., Михайлов М.В. Влияние ветра на аэродинамику отделяемого головного блока с включенной двигательной установкой при аварии на старте. *XLVII Академические чтения по космонавтике, посвященные памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых — пионеров освоения космического пространства: сб. тез.* в 4 т. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2023.
- [2] Аникеева М.И., Дядькин А.А., Михайлов М.В., Хатунцева О.Н. Оценка влияния на аэродинамические характеристики скорости движения ОГБ САС при отделении от аварийной ракеты на старте. *65-я Всерос. науч. конф. МФТИ: сб. тез.* Москва, МФТИ, 2023.
- [3] Руководство пользователя FlowVision. ТЕСИС, 2022.
- [4] Аксенов А.А., FlowVision: индустриальная вычислительная гидродинамика. *Компьютерные исследования и моделирование*, 2017, 9 (1), с. 5–20.

УДК 521

## Обсуждение сценария перелета и анализ космического аппарата для миссии по исследованию спутников Нептуна, Тритона и Нереиды

Симбирев Никита Андреевич<sup>1,2</sup>

nikita.simbiryow@yandex.ru

Суханов Александр Александрович<sup>1</sup>

sukhanov@iki.rssi.ru.

Старинова Ольга Леонардовна<sup>2</sup>

solleo@mail.ru

<sup>1</sup> ИКИ РАН<sup>2</sup> Самарский университет

*Предложен сценарий миссии по изучению спутников Нептуна Тритона и Нереиды. В рамках одной миссии осуществляется изучение поверхности Тритона и Нереиды с дистанции 10 тыс. км. Для перелета к Нептуну и его спутникам предлагается космический корабль массой 850 кг, оборудованный современной ионной двигательной установкой с удельным импульсом 3500 с и тягой 0,15 Н, баком для ксенона вместимостью 350 кг и энергетической силовой установкой мощностью 3,2 кВт. Перелет осуществляется по схеме с двумя гравитационными маневрами у Земли и одним гравитационным маневром у Юпитера.*

**Ключевые слова:** Тритон, Нереида, Нептун, электроракетные двигатели, гравитационные маневры

Спутники Нептуна Тритон и Нереида в настоящее время остаются одними из наименее изученных планетарных спутников. Тритон по размеру, плотности и строению поверхности похож на карликовую планету Плутон. Считается, что Тритон является захваченным объектом, который, возможно, изначально сформировался как независимый объект в поясе Койпера. В какой-то момент ранней истории Нептуна орбита Тритона вокруг Солнца могла привести его слишком близко к планете-гиганту. Сопrotивление атмосферы Нептуна замедлило Тритон, а приливное взаимодействие спутника и планеты-гиганта перевело Тритон на круговую ретроградную орбиту. Действующие на Тритон огромные приливные деформации, вероятно, привели к расплавлению ядра спутника, и расплавленное тело подверглось дифференциации: более плотный материал опустился в область ядра, а более летучие материалы поднялись на поверхность. Считается, что поверхность Тритона охладилась быстрее, чем его внутренняя часть, и образовала толстый внешний слой преимущественно из водяного льда. Исследователи полагают, что под слоем льда может находиться целый океан жидкой воды и аммиака. Не исключено также, что в результате приливных воздействий вода на Тритоне могла существовать в жидком состоянии миллиарды лет [1].

Нереида — третий по величине спутник Нептуна, примечательна своей орбитой с необычайно большим эксцентриситетом. Нереида чрезвычайно тусклая, что затрудняет наблюдения даже с помощью самых крупных назем-

ных телескопов. Таким образом, о ней мало что известно, но данные об отражательной способности, полученные «Вояджером-2» в 1989 году, позволяют предположить наличие на поверхности льда и силикатов. Странная орбита Нереиды подтверждает гипотезу о том, что Тритон — это объект, который был захвачен гравитацией Нептуна, разрушив в процессе первоначальную систему спутников Нептуна.

На данный момент, актуальной информации об упомянутых спутниках Нептуна и их строении недостаточно для понимания процессов их формирования, эволюции, а также внутреннего строения, что приводит к необходимости рассмотрения перспектив создания отдельной миссии по их детальному изучению.

Существенной проблемой в исследовании далеких планет и их спутников является отсутствие эффективных космических транспортных систем, позволяющих доставлять большой полезный груз на столь большие расстояния. Одним из наиболее перспективных решений этой проблемы является использование двигательных установок малой тяги, обеспечивающих выполнение полета с минимальным расходом рабочего тела. Использование электрической двигательной установки (ЭДУ) выдвигает ряд требований к системам космического корабля, прежде всего, к наличию системы электроснабжения с высокой выходной мощностью. Необходимость использования в составе космического корабля мощной силовой установки (по сравнению с двигательной установкой большой тяги), а также большая продолжительность полета ограничивают сферу применения ЭРД [2]. Использование космического корабля с ядерной силовой установкой на данный момент представляется наиболее реальным вариантом полета к Нептуну и его спутникам с использованием двигателей малой тяги. Из всех известных человечеству управляемых источников энергии ядерное топливо обладает наибольшей удельной энергоемкостью, поэтому ядерная энергетика является перспективным вариантом, когда необходимо снабжать космический аппарат большими объемами энергии в течение длительного времени [3].

В данной работе используется схема полета, которую можно разделить на 3 этапа:

1. Запуск с низкой околоземной орбиты (НОО) и отлет от Земли.
2. Два гравитационных маневра у Земли и гравитационный маневр у Юпитера с дальнейшим полетом к Нептуну.
3. Полет в сфере влияния Нептуна с пролетом Нереиды и Тритона.

На первом этапе необходимо вывести космический корабль с НОО за пределы сферы влияния Земли с необходимым гиперболическим избытком скорости [1]. В связи с низкой тяговооруженностью (ТРВ) космического корабля ( $ТРВ = 1,8 \times 10^{-5}$ ) запуск космического аппарата целесообразно осуществлять с использованием разгонного блока [4].

На втором этапе космический корабль на пути к Нептуну совершает два облета Земли и один облет Юпитера. В 2030-е годы редкое взаиморасполо-

жение Нептуна и Юпитера позволит совершить гравитационный маневр вокруг Юпитера на пути к дальним планетам. Это позволит уменьшить количество топлива и сократить время полета. Чтобы достичь Юпитера, космический корабль должен получить дополнительную энергию с помощью гравитационного маневра Земля–Земля (EEGA) — двойного облета Земли. После двух пролетов вокруг Земли космическому кораблю все еще не хватает энергии, чтобы достичь Юпитера. Поэтому необходим длинный участок разгона. Последующий облет Юпитера осуществляется с целью придать космическому кораблю дополнительный импульс и направить его на траекторию полета к Нептуну.

Третий этап начинается после входа в сферу действия Нептуна. Космический корабль совершает маневр торможения и за один длительный активный маневр переходит на высокоэллиптическую опорную орбиту вокруг Нептуна. Далее выполняются основные задачи миссии: пролет Нереиды и пролет Тритона. Прохождение Нереиды возможно в перигеуме ее орбиты, когда космический корабль находится на кратчайшем расстоянии от Луны. Таким образом, для решения задачи сближения с Нереидой потребуется небольшая коррекция орбиты комбинацией двух маневров торможения: одного в апоцентре опорной орбиты, другого в перигеуме результирующей орбиты. Использование двух активных маневров позволяет вывести космический корабль на переходную орбиту. Космический корабль пролетел над Нереидой на расстоянии 10 тыс. км. 30 июля 2063 года. Пролет Тритона реализован по аналогичной схеме: 2 маневра торможения в перигеуме орбиты позволяют выполнить облет Тритона на расстоянии 10 тыс. км 18 октября 2063 г.

## Литература

- [1] Miner E.D. *Triton. Encyclopædia Britannica*. URL: <https://www.britannica.com/place/Triton-astronomy> (accessed November 15, 2023).
- [2] Ивашкин В.В., Петухов В.Г. Траектории перелета с малой тягой между орбитами спутников Земли и Луны при использовании орбиты захвата Луной. *Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша*, 2008, 32 с.
- [3] Леб Х.В., Могулкин А.И., Обухов В.А. и др. *Анализ многоразового лунного транспортного корабля, использующего ядерную энергетическую установку*. Москва, Наука, 2021.
- [4] Суханов А.А. *Астродинамика*. Москва, ИКИ РАН, 2010, 202 с.



**Секция 14. АЭРОКОСМИЧЕСКОЕ ОБРАЗОВАНИЕ  
И ПРОБЛЕМЫ МОЛОДЕЖИ**

---





УДК 378

## Предпрофессиональная подготовка школьников в области аэрокосмического образования на базе УНМКЦ МГТУ им. Н.Э. Баумана

Каменева Вероника Андреевна

Майорова Вера Ивановна

Мясищева Галина Романовна

Гусева Наталья Анатольевна

www.cereal\_girl@mail.ru

mayorova@bmstu.ru

mgalya18@mail.ru

gusnatet@yandex.ru

*МГТУ им. Н.Э. Баумана*

*Аэрокосмическое образование для школьников является одним из ключевых элементов формирования кадрового потенциала в области аэрокосмической промышленности. Оно играет решающую роль в подготовке будущих студентов и специалистов, обладающих необходимыми навыками в науке, технике, инженерии и математике. Применение практико-ориентированных подходов в обучении увеличивает теоретические знания и стимулирует практическое применение полученных навыков через проектную деятельность. На базе УНМКЦ МГТУ им. Н.Э. Баумана реализуются различные программы для поиска, привлечения и обучения школьников через практику.*

**Ключевые слова:** *МГТУ им. Н.Э. Баумана, практико-ориентированное обучение, аэрокосмическое образование, школьное образование, предпрофессиональная подготовка*

Учебно-научный молодежный космический центр (УНМКЦ) основан в 1989 году с целью поиска творчески одаренных школьников для привлечения их на ракетно-космические специальности МГТУ им. Н.Э. Баумана и создания образовательной среды для реализации научно-образовательных программ, и проектов. В задачи МКЦ входят: разработка и реализация научно-образовательных программ для учащихся, студентов и аспирантов, организация научно-технического творчества молодежи, популяризация достижений космонавтики, развитие и укрепление связей с российскими и международными молодежными организациями [1]. В рамках Центра реализуются практико-ориентированные программы аэрокосмической направленности.

Аэрокосмическое образование для школьников представляет собой важный компонент подготовки будущих специалистов в промышленности и является ключевым звеном в цепочке образовательных уровней, начиная от школы и заканчивая университетом. Ранняя предпрофессиональная подготовка школьников позволяет сформировать уникальную среду для обучения и формирования кадров нового уровня и обеспечивает поток квалифицированных абитуриентов для университетов.

Одним из дополнительных преимуществ предпрофессиональной подготовки в области аэрокосмического образования является повышение интереса школьникам к технике и технологиям. Этот интерес может сохраниться и раз-

виваться на уровне высшего образования, способствуя формированию специалистов с глубокими знаниями и мотивацией. Обучение учащихся через практическую деятельность позволяет интегрировать изучение технологических процессов в образование, а также проводить наукоемкие исследования и разрабатывать новейшие образцы техники.

Стоит отметить несколько тенденций в аэрокосмическом образовании для школьников.

Во-первых, развитие STEM-образования — это модель обучения, объединяющая естественные науки и инженерные предметы в единую систему, что позволяет решать комплексные задачи в рамках проектной формы работы [2, 3]. Выполнение проектов позволяет учащимися применять теоретические знания на практике при разработке своих проектов.

Во-вторых, использование онлайн-образования, а также средств виртуальной и дополненной реальности позволяет привлечь школьников вне зависимости от территории проживания и делает обучение более интерактивным и увлекательным.

В-третьих, партнерство с промышленностью в рамках учебного процесса расширяет возможности раннего ознакомления учащихся с производственными процессами и технологиями через посещение испытательных центров, космических полигонов, демонстрационных залов предприятий, организацию экскурсий, лекций и стажировок.

В УНМКЦ МГТУ им. Н.Э. Баумана реализуется целый ряд практико-ориентированных программ для школьников и студентов. Центр осуществляет сопровождение образовательных программ для учащихся инженерных классов, курирует Олимпиаду школьников «Шаг в будущее» по профилю «Инженерное дело» [4]. Учащиеся выполняют индивидуальный научный проект вместе с опытным наставником из числа профессорско-преподавательского состава Университета, либо совместно с куратором от школы или региона. Подобный формат проведения олимпиады позволяет школьнику проявить свои практические навыки и теоретические, а также погружает в проектную деятельность.

Эффективными образовательными инструментами являются мастер-классы, лекции, круглые столы с ведущими специалистами и молодыми сотрудниками предприятий, учеными, космонавтами. Проведение открытых дискуссионных форматов позволяет школьникам получить ответы на интересные вопросы напрямую от специалистов. В Центре разработаны более десяти мастер-классов, включающих в себя расчетные, проектные и инженерные задачи. Лекции проводят студенты старших курсов, аспиранты и преподаватели аэрокосмических кафедр Университета.

Примером для школьников является проектная деятельность студентов, которую УНМКЦ демонстрирует в рамках ключевых выставок России таких, как «Армия», «МАКС», «День абитуриента Роскосмоса», «Политехника» и других.

На базе УНМКЦ созданы Центр управления полетами (ЦУП-Б) малых космических аппаратов и Центр приема данных дистанционного зондирования Земли, в которых проводятся экскурсии, лабораторные работы, мастер-классы для школьников [5].

УНМКЦ является уникальной площадкой реализации непрерывного аэрокосмического образования и содействует подготовке будущих современных квалифицированных специалистов.

## Литература

- [1] Гришко Д.А., Майорова В.И., Леонов В.В. Результаты апробации методических материалов по математическому моделированию для учащихся старших классов в Молодежном космическом центре МГТУ им. Н.Э. Баумана. *XLVI Академические чтения по космонавтике, посвященные памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых — пионеров освоения космического пространства: сб. тез. в 4 т.* Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2022, т. 3, с. 228–231.
- [2] Mayorova V.I., Grishko D.A., Leonov V.V. “Vivid mathematics” as a general vector of multidisciplinary STEM education for future aerospace engineers. *Acta Astronautica*, 2021, vol. 178, pp. 72–80.
- [3] Mayorova V., Grishko D., Leonov V. New educational tools to encourage high-school students' activity in stem. *Advances in Space Research*, 2018, vol. 61, no. 1, pp. 457–465.
- [4] Думанова Н.Б., Котова Е.А. Всероссийская олимпиада школьников. «Шаг в будущее, космонавтика» как один из способов развития творческой одаренности обучающихся. *XI Академические чтения по космонавтике, посвященные памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых — пионеров освоения космического пространства: сб. тез.* Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2015, с. 292–293.
- [5] Майорова В.И. О некоторых особенностях управления малоразмерными космическими аппаратами научно-образовательного назначения. *Актуальные проблемы авиационных и аэрокосмических систем: процессы, модели, эксперимент*, 2009, № 1, с. 142–147.

УДК 530.145

## **К 300-летию Российской академии наук: о необходимости увеличения объемов преподавания дисциплин по тематике «квантовые технологии» для повышения уровня образования при подготовке специалистов по аэрокосмическим специальностям**

Раткин Леонид Сергеевич

rathkeen@bk.ru

Совет ветеранов РАН; АРГМ

*Российская академия наук (РАН) отмечает в 2024 году юбилей — 300 лет со дня основания! Проводя широкий спектр фундаментальных и прикладных исследований, РАН постоянно повышает уровень подготовки в базовых академических научных школах. Одним из перспективных направлений являются квантовые технологии. Предлагается увеличение объемов преподавания дисциплин по тематике «квантовые технологии» для повышения уровня образования при подготовке специалистов, в частности, по аэрокосмическим специальностям.*

**Ключевые слова:** Российская академия наук, Академия наук СССР, квантовые информационные технологии

**Введение.** В феврале 2024 года российская и зарубежная научная общественность отметят трехсотлетие старейшей отечественной Академии — Российской академии наук (РАН)! Учрежденная по распоряжению императора Петра Первого от 22.01/02.02.1724 именованным Указом Сенату от 28.01/08.02.1724, РАН была воссоздана как «высшее научное учреждение страны» Указом Президента РСФСР от 21.11.1991 № 228 «Об организации Российской академии наук». За три века РАН неоднократно меняла названия (Академия наук и художеств в Санкт-Петербурге (1724), Императорская академия наук и художеств в Санкт-Петербурге (1747), Императорская академия наук (1803), Императорская Санкт-Петербургская академия наук (1836), РАН (1917), Академия наук (АН) СССР (1925), РАН (1991)), но лишь единожды — город: в 1934 году в соответствии с Постановлением Совета народных комиссаров СССР от 25.04.1934 АН СССР переехала из Ленинграда в Москву, где и размещается на Ленинском проспекте. Президентом РАН 20.09.2022 избран академик-секретарь Отделения нанотехнологий и информационных технологий (ОНИТ) РАН академик РАН Геннадий Яковлевич Красников, возглавляющий Научный совет РАН «Квантовые технологии». Избрание в сентябре 2022 года на пост президента РАН руководителя ОНИТ РАН подчеркивает важность развития как нанотехнологий (нанокомпонентной элементной базы), так и информационных технологий (программного обеспечения), в том числе для квантовых технологий.

**Обсуждение.** Существует растущая тенденция к применению квантовой механики, науки для изучения микроскопических частиц, таких как протоны

и электроны, в вычислениях, коммуникации и восприятии. Квантовые коммуникации — это междисциплинарная область, которая стремится понять обработку и передачу информации с использованием принципов квантовой механики. Квантовые вычисления — это использование свойств квантовых состояний, таких как суперпозиция и запутанность, для выполнения вычислений. Устройства, выполняющие квантовые вычисления, называются квантовыми компьютерами. Квантовые технологии создают масштабный сдвиг парадигмы в вычислительных технологиях.

Сегодня основные отраслевые тенденции, включая Индустрию 4.0, включили цифровую революцию в повестку дня промышленного развития, одновременно продвигая новые технологии, такие как искусственный интеллект, квантовые вычисления и нанотехнологии. Одной из движущих сил Индустрии 4.0 являются квантовые вычисления, которые используют квантово-механические концепции, такие как суперпозиция и запутанность, для выполнения вычислений и защиты информационных систем (ИС) для обеспечения информационной безопасности (ИБ). Квантовые коммуникации разрабатываются во всем мире уже более 30 лет, что приводит к существенным результатам, в том числе в сфере ИБ. Основным предметом исследования квантовых технологий является междисциплинарный предмет квантовой механики и информационных и коммуникационных технологий (ИКТ). Квантовые информационные технологии (КИТ) — это междисциплинарная область, которая стремится понять процессы обработки и передачи информации с использованием принципов квантовой механики. КИТ включают в себя теоретические исследования и экспериментальные исследования в области квантовой физики и вычислений. КИТ сочетают квантовые эффекты в физике с ИКТ. Сейчас квантовая информационная технология считается передовой технологией, объединяющей квантовую физику и ИКТ. КИТ превращаются в новый междисциплинарный предмет, в основном основанный на фундаментальных принципах квантовой механики и ИКТ, пригодный для изучения в вузах, в том числе для повышения уровня образования при подготовке специалистов по аэрокосмическим специальностям.

**Методы.** В обычных вычислениях бит является основной единицей информации в вычислениях и связи. Бит представляет собой логическое состояние с одним из двух возможных значений. Эти значения представлены как «1» или «0». Обычные вычислительные технологии используют биты 0 и 1, и вычисления облегчаются битами. Квантовые вычисления — это новая парадигма, использующая квантовую теорию для замены современных вычислений. Квантовые вычисления используют коллективные свойства квантовых состояний для выполнения вычислений. Квантовые вычисления могут обрабатывать больше данных, чем обычные данные, состоящие из 0 и 1. Основу для квантовых коммуникаций составляют операции в кубитами — квантовыми битами, применяемыми, в том числе для защиты ИС для обеспечения ИБ, в том числе на предприятиях аэрокосмической отрасли!

В обычной системе бит должен находиться в том или ином состоянии. Кубит или квантовый бит — это основная единица квантовой информации в квантовых вычислениях и квантовых коммуникациях. Квантовая механика позволяет кубиту одновременно находиться в когерентной суперпозиции обоих состояний, что является фундаментальным свойством квантовой механики и квантовых вычислений. Квантовые компьютеры используют квантовую суперпозицию для параллельной обработки информации, что обеспечивает фундаментальное вычислительное преимущество по сравнению с обычными компьютерами. За рубежом квантовые компьютеры применяются в ряде отраслей, в том числе для моделирования в аэрокосмической отрасли [1].

Мощность квантовых вычислений основана на квантовой механике, такой как квантовая суперпозиция и запутанность. Эти характеристики делают невозможным сравнение квантовых вычислений с обычными вычислениями с точки зрения скорости вычислений. Если квантовая технология применяется к вычислениям, она позволяет выполнять быстрые вычисления и сможет преодолеть вычислительные ограничения существующих компьютеров, включая суперкомпьютеры, например, для защиты ИС и обеспечения ИБ, в том числе в аэрокосмической отрасли.

В настоящее время квантовые коммуникации и квантовые вычисления являются важными сферами исследований, поддерживаемыми быстрым ростом рынка. Согласно оценкам экспертов, к 2030 году мировой рынок квантовых технологий достигнет примерно 65 миллиардов долларов с 570 миллионов долларов в 2019 году, предполагая ежегодные темпы роста в 50,6 %. Рынок обработки квантовой информации будет расти и дальше, главным образом потому, что он может улучшить традиционные вычислительные технологии, повышая скорость вычислений и обработки данных для защиты ИС и обеспечения ИБ, в том числе в аэрокосмической отрасли.

Квантовые вычисления — это принципиально новая вычислительная модель, которая следует законам квантовой механики для управления единицами квантовой информации для вычислений. Для обычных вычислений его теоретическая модель представляет собой машину Тьюринга общего назначения. Квантовый компьютер общего назначения, его теоретическая модель, представляет собой машину Тьюринга общего назначения с законами квантовой механики. С точки зрения вычислений квантовые компьютеры могут решать только те задачи, которые могут решить обычные компьютеры. Однако с точки зрения вычислительной эффективности квантовые алгоритмы могут быть намного быстрее (некоторые алгоритмы — на порядки) в обработке из-за существования квантовой суперпозиции. Обычные вычислительные технологии имеют ограничения из-за ограничения битов 0 и 1. Вычисления должны выполняться с использованием битов при обработке или хранении. Другими словами, классический бит может находиться только в одном или другом состоянии, а кубит позволяет ему находиться



в суперпозиции состояний. Принцип суперпозиции квантово-механических состояний позволяет состояниям единиц квантовой информации находиться в состоянии суперпозиции множества возможностей, что приводит к тому, что квантовая обработка информации имеет больший потенциал, чем обычная обработка информации с точки зрения эффективности, например, для защиты ИС и обеспечения ИБ. Соответственно, меняются методы построения алгоритмов и программирования, как и технологии отладки программного обеспечения.

Используя квантовые информационные технологии, такие характеристики, как суперпозиция, запутанность, сжатие, когерентность и т. д., позволяют обрабатывать гораздо больше данных, чем раньше. В обычной системе бит должен находиться в том или ином состоянии. Однако квантовая механика позволяет кубиту одновременно находиться в когерентной суперпозиции обоих состояний, что является фундаментальным свойством квантовой механики и квантовых вычислений. В квантовой информационной технологии единицей обработки данных является кубит. Кубит или квантовый бит — это базовая единица для КИТ в квантовых вычислениях. Теоретически квантовые биты или кубиты могут обрабатывать информацию экспоненциально быстрее, чем бинарные биты, используемые в обычных вычислениях. Несколько кубитов могут быть запутаны. Таким образом, квантовые компьютеры могут работать принципиально иначе, чем обычные машины: классический бит — это либо 1, либо 0, а квантовый бит или кубит может находиться в нескольких состояниях одновременно. По мере увеличения числа кубитов для  $N$  кубитов квантовая информация может находиться в суперпозиции. Благодаря параллелизму квантово-механической эволюции он может демонстрировать более высокие скорости обработки, чем обычные компьютеры. Исследования были сосредоточены на изучении потенциала кубита, чтобы превзойти обычные вычисления. Одной из перспективных сфер применения является защита ИС и обеспечение ИБ, в том числе на предприятиях аэрокосмической отрасли [2].

**Результаты.** Области, которые подпадают под технологию квантовых вычислений, включают квантовую связь, квантовое зондирование, квантовые вычисления и многое другое, в том числе квантовые технологии для защиты ИС и обеспечения ИБ на гражданских и военных объектах. КИТ обеспечивают существенный рост скорости передачи данных в квантовой коммуникации, и значительное повышение скорости в квантовых вычислениях. Квантовая коммуникация — это новый метод связи, в котором для передачи информации используются эффекты квантовой суперпозиции и запутанности. В настоящее время в разных странах разрабатываются и реализуются планы развития квантовых вычислений. Многие страны проявили большой интерес и намерение заниматься квантовыми исследованиями. Россия, США, Китай, страны ЕС, Великобритания, Канада и Япония подняли квантовые информационные технологии до национального стратегического уровня. В них реализуются национальные программы и инвестиционные отраслевые

проекты, включая защиту ИС и обеспечение ИБ, в том числе на предприятиях аэрокосмической отрасли [3].

Отрасли разрабатывают КИТ посредством собственных исследований и разработок. IBM выпустила дорожную карту для устройств с более чем миллионом кубитов. IBM разрабатывает набор масштабируемых, все более крупных процессоров с более чем 1000-кубитным устройством под названием IBM Quantum Condor, выпуск которого начался в конце 2023 года. IBM создает квантовые процессоры, работающие с квантовыми схемами, в частности, для защиты ИС и обеспечения ИБ на объектах различных типов, включая аэрокосмическую отрасль.

**Заключение.** Квантовые коммуникации: область квантовой связи сосредоточена на криптографической и стеганографической основе. Индустрия квантовых коммуникаций станет новой инфраструктурой, заменяющей традиционные сети. На повестке дня — исследования сетевого оборудования, поддерживающего квантовую связь. Приложение — датчики теплоутечек и системы, комплексы ИБ на объектах разных типов. Автором получен патент на изобретение в России и проведено зарубежное патентование, подтвердившее актуальность научной разработки [4].

Квантовое зондирование: ожидается, что квантовое зондирование повлияет на отрасль как инициатива по измерению объектов, которые не измерялись в прошлом. Квантовое восприятие было изучено для преодоления ограничений. В ряде зарубежных лабораторий внедряется оборудование для квантовых вычислений, позволяющее существенно повысить скорость обработки данных для защиты ИС и обеспечения ИБ на промышленных объектах различных отраслей, включая аэрокосмическую.

КИТ играют важную роль в преодолении физических ограничений существующих ИКТ: КИТ предложила новые методы для развития ИКТ. КИТ — это быстрорастущая область исследований, в которой квантовая теория материи используется для понимания и разработки систем, способных обрабатывать и хранить информацию. Для инвесторов наиболее привлекательны капиталовложения в квантовые коммуникации, квантовые датчики и КИТ. Все три типа инвестпроектов уже реализуются за рубежом (например, в корпорациях «IBM» и «Microsoft Corporation»). Необходимо существенное увеличение финансирования по направлениям подготовки специалистов в ведущих российских вузах, в том числе для защиты ИС и обеспечения ИБ на объектах различных типов с увеличением объемов преподавания дисциплин по тематике «квантовые коммуникации» для повышения уровня образования при подготовке специалистов по аэрокосмическим специальностям.



---

**Литература**

- [1] Лукашев А.В., Шабуня В.В., Сарафанников В.С., Билан В.В. Квантовая устремленность как угроза информационной безопасности. *Международный журнал информационных технологий и энергоэффективности*, 2023, т. 8, № 6 (32), с. 97–101.
- [2] Евсиков К.С. Правовое регулирование квантового распределения ключей. *Вестник Московского университета. Сер. 26. Государственный аудит*, 2023, № 2, с. 86–104.
- [3] Федоров А.К., Киктенко Е.О., Хабарова К.Ю., Колачевский Н.Н. Квантовая запутанность, телепортация и случайность. Нобелевская премия по физике 2022 года. *Успехи физических наук*, 2023, т. 193, № 11, с. 1162–1172.
- [4] Раткин Л.С. Способ сокрытия компьютерной информации путем многократного вложения сообщения в частные стеганографические контейнеры. Патент № 2322693 С2 РФ, 2008, бюл. № 11, 5 с.

УДК 004.9

## **Перспективы развития системы подготовки специалистов в аэрокосмической отрасли с учетом анализа списка вакансий, требований работодателей и динамики изменений в программах подготовки и переподготовки профессиональных кадров**

Раткин Леонид Сергеевич

rathkeen@bk.ru

*Совет ветеранов РАН; АРГМ*

*В период геополитической нестабильности необходимо больше внимания уделять перспективам развития системы подготовки специалистов, в том числе в аэрокосмической отрасли. Особое внимание следует уделять учету анализа списка вакансий, требований работодателей и динамики изменений в программах подготовки и переподготовки кадров. Совет ветеранов Российской академии наук уделяет значительное внимание вопросам подготовки кадров и проводит необходимый комплекс мероприятий для развития системы подготовки специалистов в аэрокосмической отрасли с учетом анализа списка вакансий, требований работодателей и динамики изменений в программах подготовки и переподготовки профессиональных кадров.*

**Ключевые слова:** *Российская академия наук, Академия наук СССР, Совет ветеранов Российской академии наук*

**Введение.** Анализируя процесс развития системы подготовки специалистов в аэрокосмической отрасли с учетом анализа списка вакансий, требований работодателей и динамики изменений в программах подготовки и переподготовки профессиональных кадров, нельзя не отметить, что импортозамещение в авиационно-космической сфере предполагает не только трансформацию отечественной индустрии, но и качественный переход с зарубежных программно-технических решений в различных сферах на наилучшие российские аналоги. Следует уделять особое внимание поддержанию высокой степени устойчивости внешней среды бизнеса и стабильности работы административного персонала. В Российской академии наук (РАН), отмечающей трехсотлетие со дня основания 8 февраля 2024 года, ряд академических институтов давно и успешно разрабатывают многие инновационные продукты, ориентированные на развитие системы подготовки специалистов на предприятия авиационно-космической отрасли. В этих продуктах, как будет представлено, фигурируют не только списки вакансий и зарплат, но и ранжированные требования работодателей. Также системы постоянно оценивают динамику изменений в программах подготовки и переподготовки профессиональных кадров, а также инвестиции в образование для повышения объемов капиталовложений в научно-образовательной сфере.

**Обсуждение.** При длительном функционировании в условиях ограниченности трудовых ресурсов возникает ряд первоочередных задач, среди которых следует особо отметить выбор оптимальной траектории поведения моло-

дого специалиста на рынке, селекцию его ключевых приоритетов и формирование стратегии поведения для продолжения работы в авиационно-космической отрасли. Национальное достояние отечественной науки — ее научные школы: за три века славной истории РАН несчетное число разработок, которые стали успешными результатами длительных фундаментальных и прикладных исследований, были внедрены в промышленное производство! В одном из старейших отечественных университетов — МГУ имени М.В. Ломоносова на различных факультетах изучается широкий спектр дисциплин, в том числе авиационно-космических: ректором МГУ является всемирно-известный советский и российский ученый-математик, доктор физико-математических наук, профессор, академик РАН и Российской академии образования, Председатель Российского союза ректоров, вице-президент РАН (2008–2013), лауреат Государственной премии СССР (1989), Государственной премии Российской Федерации (2002), и трех премий Правительства Российской Федерации (2006, 2011, 2012), полный кавалер ордена «За заслуги перед Отечеством» Виктор Антонович Садовничий. В докладе приведены примеры сопоставления систем подготовки специалистов в аэрокосмической отрасли с учетом оценки вакансионных списков, требований работодателей и динамики изменений в программах подготовки и переподготовки профессиональных кадров [1].

**Методы.** В традициях научных школ РАН — комплексное рассмотрение всех аспектов функционирования систем подготовки специалистов, особое внимание в них отводится молодым выпускникам, в том числе с уточнением роли оптимального выбора приоритетов стратегии развития хозяйствующих субъектов в авиационно-космической отрасли, поскольку в непростых условиях отраслевые предприятия изыскивают наиболее эффективные методы и принципы организации системы привлечения молодых специалистов. Планирование подготовки специалистов традиционно позволяет выявить, в том числе ключевые аспекты взаимодействия предприятия со смежниками и соисполнителями по проектам и программа подготовки и переподготовки кадров. Возникает сложная, но красивая многопараметрическая задача стимулирования системы менеджмента для решения поставленных задач с точки зрения их реализуемости, с учетом критериев их эффективности и достижимости, что повышает требования к налаживанию совместных действий вузов и авиационно-космических предприятий для обеспечения системы управления производством необходимой информацией, что содействует повышению требований к рациональному распределению трудовых ресурсов, оптимизируя работу образовательных моделей и стимулируя оптимизацию работы системы трудового контроля на предприятиях [2].

**Результаты.** Советом ветеранов Российской академии наук было проведено исследование перспектив развития системы подготовки специалистов в аэрокосмической отрасли с учетом анализа списков вакансий, требований работодателей и динамики изменения в программах подготовки и переподго-

товки кадров. Повышенные требования уточнены по промышленным авиационно-космическим предприятиям, выполняющих объем работ в рамках Государственного оборонного заказа (ГОЗ). Также проанализирован набор ключевых требований работодателей с учетом динамики изменения в программах подготовки и переподготовки специалистов, выработанные рекомендации представлены на предприятия, что позволило повысить эффективность трудоустройства выпускников [3].

**Заключение.** Для российских авиационно-космических предприятий система трудового планирования — одна из ключевых компонентов реализации стратегии корпоративного управления, поскольку она обеспечивает формирование необходимых трудовых навыков, условий и предпосылок для оптимизации их функционирования с учетом динамики изменений в программах подготовки и переподготовки профессиональных кадров. Современное планирование подготовки молодых специалистов — многоитеративный процесс, на каждой ступени, которой оптимизируется работа по ряду направлений деятельности, при этом глобальной целью ставится не только достижение локального, но и глобального оптимума. Т. е. главной является задача многокритериальной динамической оптимизации с перерасчетом системы показателей на каждом этапе, что позволяет корректировать цели ближнесрочной и среднесрочной перспективы, а также взаимосвязанные с ними трудовые ориентиры для выпускников вузов [4]. В постановках классических задач, которые изложены в трудах представителей ряда академических научных школ Академии наук (АН) СССР и РАН, отмечается, что одна из основополагающих целей планирования подготовки специалистов в аэрокосмической отрасли, с учетом тех ключевых приоритетов, которые были заложены академиками АН СССР Мстиславом Васильевичем Келдышем, Сергеем Павловичем Королёвым и Игорем Васильевичем Курчатовым — это непрерывное многоитеративное обучение для оптимизации траекторий достижения целевых ориентиров деятельности предприятий корпорации. Прекрасным примером синтеза образовательных инноваций и высококачественной подготовки и переподготовки специалистов является МГТУ им. Н.Э. Баумана, который в течение многих лет возглавлял член Бюро Отделения нанотехнологий и информационных технологий РАН, академик РАН Игорь Борисович Федоров.

## Литература

- [1] Dudin M.N., Shakhov O.F., Vysotskaya N.V., Stepanova D.I. Public and private partnership: Innovation-driven growth of agriculture at the regional level. *Journal of Environmental Management and Tourism*, 2019, vol. 10 (7), pp. 1435–1444.
- [2] Danish M.S.S., Bhattacharya A., Stepanova D., Mikhaylov A., Grilli M.L., Khosravy M., Senjyu T. A systematic review of metal oxide applications for energy and environmental sustainability. *Metals*, 2020, vol. 10, iss. 12, no. 1604, pp. 1–20. <https://doi.org/10.3390/met10121604>

- 
- [3] Stepanova D.I., Nikolaeva T.P., Yagodkina I.A. Financing of research activities in Russia. *19th International Scientific Conference on International Relations 2018: Current issues of world economy and politics*, Smolenice, Slovakia, 2018, pp. 666–672.
- [4] Osokina I.V., Afanasiev I.V., Kurbanov S.A., Lustina T.N., Stepanova D.I. Tax regulation and attraction of investments in the waste management industry: innovations and technologies. *Amazonia Investiga*, 2019, vol. 8, no. 23, pp. 369–377.

УДК 347.77

## **Роль Совета ветеранов Российской академии наук в увеличении отраслевых объемов регистрации объектов интеллектуальной собственности в России: о необходимости восстановления ежегодного всероссийского форума «Научно-техническое творчество молодежи»**

Раткин Леонид Сергеевич

rathkeen@bk.ru

Совет ветеранов РАН; АРГМ

*Совет ветеранов Российской академии наук проводит широкий спектр научных работ, в том числе по изучению вопросов, связанных с регистрацией объектов интеллектуальной собственности. Совет ветеранов Российской академии наук в преддверии празднования трехсотлетия Российской академии наук разработал комплекс мер по увеличению объемов регистрации объектов интеллектуальной собственности в России, в том числе в сфере авиации и космонавтики.*

**Ключевые слова:** *Российская академия наук, Совет ветеранов Российской академии наук, увеличение отраслевых объемов*

**Введение.** Анализируя ситуацию в России с защитой объектов интеллектуальной собственности, нельзя не отметить ряд тревожных тенденций в последние годы. Согласно данным о подаче заявок на изобретения в ведущих патентных ведомствах мира: неоспоримым лидером является Китай (порядка 1 миллиона 300 тысяч), за ним с почти двукратным «отрывом» следует США (около 600 тысяч), «закрывает тройку лидеров» Япония (порядка 400 тысяч). На четвертом месте — Республика Корея (около 200 тысяч), пятом — Европейское патентное ведомство (порядка 150 тысяч), шестом — Индия (около 50 тысяч). Согласно оценкам экспертов, учеными, промышленниками и предпринимателями в РФ в последние годы ежегодно подавалось порядка 36000 заявок на изобретения (в среднем — по 100 в день)! Отмечается снижение уровня патентования изобретений в России за последние три года! Практически не изменились за последние годы данные по заявкам на промышленные образцы и полезные модели. Зато резко возросло число заявок на товарные знаки [1]! Данная ситуация свидетельствует о наблюдаемой смене приоритетов российских заявителей и помогающих им в получении документов о регистрации прав на результаты интеллектуальной деятельности (РИД) в РФ организаций, что является крайне тревожной тенденцией: ведь изобретение является гораздо более сложным, технологичным и наукоемким продуктом, чем полезная модель и промышленный образец, не говоря уже о товарном знаке!

Детальное ознакомление с положением дел [2] по категориям хозяйствующих субъектов РФ проясняет картину [3] снижения уровня отечественного патентования изобретений. В вузах и образовательных учреждениях РФ в последние годы наблюдается сокращение на 16,6 %, в т. ч. отрицательная

динамика в 13,8 %. Больше «просел» сектор заявителей изобретений — физических лиц. Физлица сократили свою «изобретательско-заявительную деятельность» на 35,3 %, причем в последние годы она снизилась на 20,5 %. Но наибольший «провал» по подаче заявок на изобретения — в «многоотрасловом секторе» НИИ и научных учреждений: снижение в последние годы составило 23,5 %! Практически не пострадал сегмент юридических лиц, что позволяет говорить о его «изобретательской устойчивости»: сокращение в последние годы составило 0,6 %. Но они принципиальной картины с защитой объектов интеллектуальной собственности, в том числе разработок для авиации и космонавтики, не меняют...

**Обсуждение.** В чем причины наблюдаемого падения числа заявок на изобретения в России, в том числе в сфере авиации и космонавтики? Прежде всего, необычные экономические условия, в которых многие предприятия при ограничениях в финансировании вынуждены выбирать между текущими капиталовложениями и «инвестициями в будущее». Затраты на техническое перевооружение, модернизацию производства, закупку нового оборудования и научных приборов и ряд других статей внутреннего бюджета нередко «перевешивают» инвестирование в изобретения. Кроме того, отрицательно сказалось на динамике патентования изобретений и повышение (по некоторым статьям — почти в два раза!) патентных пошлин: многие академические, научные и научно-производственные предприятия и организации, как и начавшие осенние семестры университеты и вузы не смогли из-за этого оплатить подачу подготовленных заявок и продление срока действия патентов. Наконец, не способствуют повышению уровня изобретательской активности неравные условия российских и иностранных заявителей: несовершенство нормативно-правовой базы РФ позволяет использовать правовые пробелы и внутренние и внешние противоречия в текстах нормативно-правовых документов (НПД) для недобросовестной конкуренции отечественных и зарубежных компаний на российском рынке интеллектуальной собственности (ИС).

Приведенный список причин не является исчерпывающим: не стоит забывать и о необходимости полномасштабного восстановления патентных отделов и юридических отделов и служб на многих оборонных и гражданских предприятиях, и о развитии Национальной инновационной системы, и о необходимости преодоления инерции в общественном восприятии и потреблении инноваций, и о ряде первоочередных приоритетов в российской оборонной промышленности (например, повышение оборонно-промышленного потенциала, выполнение Государственного оборонного заказа, СВО)... Напомним, в 1987 году в СССР было выдано 83 659 авторских свидетельств (патентов) на изобретения отечественным заявителям, и немалое влияние на развития изобретательской и рационализаторской деятельности оказало именно Научно-техническое творчество молодежи (НТТМ)! Автор статьи летом 2008 года по поручению редакции журнала «В мире науки» (главный

редактор — знаменитый ученый Сергей Петрович Капица, до последних дней своей жизни также руководившей подготовкой очередных выпусков программы «Очевидное–невероятное» на телевидении) вручал призы победителям выставки «НТТМ–2008». В 2008 году выставка отмечала сорокалетие, традиционно в начале лета она проводилась на ВДНХ и собирала не только школьников и студентов, но и преподавателей вузов и руководителей подразделений крупных научно-производственных предприятий, следящих за промышленными инновациями и присматривающихся к талантливой молодежи, как к перспективным кадрам! Если бы впоследствии выставка «НТТМ» не была закрыта, в 2023 году форум «НТТМ» отметил бы 55-летний юбилей! Несмотря на то, что в последние годы появилось множество научно-образовательных форумов (например, Московский международный салон образования, Международный образовательный форум), ни один из них по формату и задачам, целевой аудитории и стратегическим направлениям не совпадает с «НТТМ». Для восстановления престижа изобретательской и рационализаторской деятельности в молодежной среде и поднятия уровня патентования в РФ лучшим решением для профильных министерств является воссоздание легендарного форума «НТТМ» уже в 2024 году!

**Методы.** В 2018 году на совместном заседании коллегии Министерства экономического развития РФ, Роспатента и правления Фонда «Сколково» принято решение о создании Национальной программы развития ИС, согласно которой предусматривается государственное управление в сфере ИС, содействие использованию объектов ИС, стимулирование создания объектов ИС, цифровизация экономики, разработка процедур правовой защиты и охраны и повышение культуры работы с ИС и научно-образовательной деятельности в сфере ИС. Целью Программы развития ИС является «возможность авторам получать справедливое вознаграждение за их творческий труд и повышать конкурентоспособность экономики» посредством системы услуг цифровой экономики и правоприменительной практики. Повышение культуры работы с ИС предусматривает «повышение квалификации специалистов в количестве не менее 10 000 человек в год и уровня общественной осведомленности в сфере ИС на основе использования современных информационных и сетевых подходов».

Формирование массовой культуры предполагает подготовку ряда программ популяризации ИС, введение почетных званий «Заслуженный изобретатель» и «Заслуженный изобретатель РФ», регулярный выпуск независимых докладов о состоянии и развитии сферы ИС. Для развития инфраструктуры планируется, в том числе создание сети региональных информационных центров и формирование проектного офиса по развитию образования в сфере ИС на базе Российской государственной академии интеллектуальной собственности (РГАИС). Образовательные программы должны предусматривать обучение в сфере управления ИС учащихся средних профессиональных и высших учебных заведений, повышение квалификации сотрудников организаций



в сфере ИС и профессиональных посредников в сфере ИС (например, государственных служащих, судей, предпринимателей).

**Результаты.** Для стимулирования создания РИД и их правовой охраны предлагается законодательно отрегулировать вопрос с авторскими вознаграждениями, включая досудебный арбитраж в вопросах вознаграждения в Роспатенте, закон о служебных изобретениях (с учетом справедливого вознаграждения за применения изобретений и работоспособных ноу-хау со снижением рисков для работодателей), специальные гарантии и правила для создающих РИД госслужащих и научных работников, и вознаграждения за рационализаторские предложения, в том числе в сфере разработок для авиационно-космической отрасли. Повышение результативности НИОКР предусматривает не только актуализацию ГОСТ по патентным исследованиям и изменение порядка формирования госпрограмм РФ с включением в них специализированных индикаторов, но и повышение обязательности применения патентной информации при планировании НИОКР и определении получателей господдержки на проведение НИОКР, а также изменение механизмов поддержки НИОКР с упорядочиванием процедур предоставления субсидий на НИКОР, ранжированием рисков от неисполнения части обязательств, разработкой типовых государственных контрактов и соглашений по предоставлению субсидий для достижения необходимых значений целевых показателей госпрограмм. В отдельную государственную программу с учетом СВО целесообразно выделить защиту ИС для авиационно-космической отрасли.

Также предлагается устранить правовой пробел в НПД, используя «введение прав на РИД в экономический оборот», предполагающее проведение «безналоговой» инвентаризации прав на результаты научно-технической деятельности, и закрепление прав на РИД за всеми соисполнителями работ, проводимых с применением госсредств. Важно предусмотреть трансфер технологий (ТТ) научных организаций с созданием центров коллективного пользования компетенциями по ТТ и поддержки поиска кадров для центров ТТ, декларацией научными и образовательными организациями задачи создания социально-значимых технологий, формирования центров ТТ в научных и образовательных организациях с обеспечением их долгосрочной поддержки, предоставления госсредств на НИОКР бюджетными организациями только при наличии локальных актов, регулирующих управление ИС. Для поддержки правовой охраны РИД за рубежом необходимо создание и продвижение инфраструктуры, обеспечивающей охрану и защиту российской ИС на внешних рынках с развитием системы субсидирования правовой охраны РИД.

Совершенствование законодательных процедур по правовой охране РИД и защите прав владельцев ИС включает в себя, в частности, предоставление широкого спектра услуг по электронному взаимодействию и выдаче документов, упрощению коммуникаций должностных лиц и заявителей, обновления персонала, оказанию юридически значимых действий подведомственными

ми организациями, ускоренному рассмотрению заявок и дальнейшей информатизации Роспатента. Необходимо нормативно-правовое регулирование в сфере средств индивидуализации (создание единых товарных знаков и наименований мест происхождения товаров ЕАЭС, процедура оппозиции для них и знаков отличия, расширение поисковых возможностей и учет географических наименований), патентного права (Евразийская система охраны РИД, привлечение к экспертизе аккредитованных организаций, открытые лицензии и лицензии на «допатентной стадии»), селекционных достижений и ноу-хау. Также необходимо совершенствование НПД по урегулированию споров и развитие борьбы с контрафактом (кооперация таможенных органов, ослабление мер ответственности при «параллельном импорте» с ужесточением ответственности при незаконном нанесении товарного знака), в том числе для авиационно-космической отрасли.

**Заключение.** Указом № 204 от 07.05.2018 Президента РФ В.В. Путина «О национальных целях и стратегических задачах развития Российской Федерации на период до 2024 года» Правительству РФ, в частности, поручено обеспечить «ускорение технологического развития» с увеличением числа организаций, реализующих технологические инновационные проекты, до 50 % от общего числа, вхождение РФ в «пятерку» крупнейших экономик мира с обеспечением «темпов экономического роста выше мировых при сохранении макроэкономической стабильности», формирование «высокопроизводительного экспортно-ориентированного сектора, развивающегося на основе современных технологий и обеспеченного высококвалифицированными кадрами». Для повышения эффективности государственного управления в сфере ИС необходима координация на уровне межведомственного совета при Председателе Правительстве Российской Федерации, в частности, по оценке результативности государственной поддержки создания РИД и вовлечения прав на РИД в оборот. Целесообразно включение положений по развитию сферы ИС в стратегические документы Президента РФ и Правительства РФ при их разработке и актуализации. Возможно развитие системы статистики в сфере ИС и обеспечения мониторинга результативности стратегических документов с расширением контрольно-надзорной деятельности и созданием единого регулятора, оптимизация региональной политики по развитию сферы ИС (например, бренды и программы патентования) и финансирование мер, стимулирующих применение ИС за счет средств, собираемых Роспатентом. Также необходимо расширение перечня международных и всероссийских выставок, форумов и конференций по ИС и РИД. В частности, предлагаю восстановить ежегодное проведение выставки «НТТМ» — в 2023 году ей исполнилось бы 55 лет!

Для повышения результативности поддержки НИОКР необходимо устранение ряда нормативно-правовых пробелов и внутренних и внешних противоречий в текстах НПД, например, по непрерывному повышению научно-технического уровня РИД, финансируемых из государственного бюджета

НИОКТР. В частности, необходимо включить в государственные программы, предусматривающие выполнение НИОКТР, целевых индикаторов «доля затрат бюджетных ассигнований на НИОКТР, в ходе которых разработаны технологии, основанные на патентоспособных ключевых технических решениях (технология с инновационным потенциалом), в общем объеме затрат на НИОКТР в рамках программы» и «доля технологий с инновационным потенциалом (из числа созданных в рамках программы), внедренных в производство новой (усовершенствованной) продукции (услуг)». Также целесообразно включение в государственные контракты (контракты госкомпаний и институтов развития) на выполнение НИОКТР обязательств» по использованию РИД, выявлению охраноспособных РИД, обеспечению правовой охраны создаваемых РИД и по проведению патентных исследований. Возможно также обеспечение безналоговой инвентаризации РИД компаниями с последующим введением режима пониженного обложения доходов от ИС: Patent Box позволит увеличить количество зарегистрированных патентов и уменьшить отток ИС в юрисдикции со льготным режимом налогообложения РИД. В частности, средняя эффективная ставка по налогу на прибыль при режиме Patent Box может составить порядка 9–10 % (в настоящее время — 20 %).

Необходимо изменение НПД о служебных изобретениях: в условиях инерции системы восприятия и потребления инноваций и слабой культуры в сфере РИД и применения интеллектуальных прав в организациях диспозитивный подход к регулированию вознаграждений на уровне компаний не оправдался. Для усиления позиций авторов предлагаются не только услуги по бесплатному для заявителей досудебному арбитражу, но и рекомендации по расчету сумм вознаграждений с акцентом на оптимальный объем за применение изобретений и охраноспособных ноу-хау (в настоящее время основной акцент — на создании), специальные гарантии и правила для создающих РИД госслужащих и научных работников, вознаграждения за рационализаторские предложения, регламентация в НПД процедур взаимодействия автора (работника) и работодателя. Министерством экономического развития РФ совместно с Роспатентом разработаны Методические рекомендации (МР) по управлению правами на РИД для коммерческих организаций, включающие МР по бухучету охраняемых РИД (права на которые принадлежат совместно организации и ее дочерней структуре), порядок налогового учета РИД (права на которые принадлежат организации), МР по защите прав на РИД, порядок бухучета РИД (права на которые принадлежат организации), МР по проведению инвентаризации РИД, положение о выявлении и правовой охране с учетом секретов производства (ноу-хау), регламент по проведению инвентаризации РИД.

Для повышения эффективности инвестирования в научные разработки предлагается ряд управленческих решений, стимулирующих патентную активность. Например, стимулировать изобретательскую деятельность призвано не только совершенствование правил выплаты вознаграждения за служеб-

ные изобретения, полезные модели, промышленные образцы, но и внедрение современных цифровых технологий, увеличение финансирования профильного дополнительного образования и переподготовки кадров научно-образовательных и промышленно-технологических предприятий и организаций по вопросам управления ИС и технологического брокерства, формирование на базе системы Роспатента учебно-методического и научного Центра подготовки специалистов по специальности «инженер-патентовед», выделение не менее 650 бюджетных мест образовательным учреждениям высшего профессионального образования для подготовки специалистов в сфере ИС. Не менее важно усиление контроля со стороны Правительства РФ по внедрению на предприятиях новой редакции Рекомендаций по управлению правами на РИД (в том числе консультационная и методологическая поддержка Роспатента), включение в критерии оценки деятельности глав регионов и руководителей ведущих предприятий и организаций ключевых показателей уровня патентной активности, развитие инфраструктуры для поддержки трансфера технологий в вузах и НИИ, повышение результативности выполненных за счет бюджетных средств НИОКР, развитие патентной аналитики и разработка Национальной программы по развитию ИС в РФ в ближайшее десятилетие [4].

## Литература

- [1] Mutalimov V., Volkovitchkaia G., Buymov A., Syzdykov S., Stepanova D. Entrepreneurship education: Start-up as a tool for actualizing student's professional competencies. *Journal of Entrepreneurship Education*, 2020, vol. 23, iss. 1, 511 p.
- [2] Stepanova D.I., Garnov A.P., Brykin A.V., Jancikova E. Irrational behavior of youth when taking financial decisions. *International Journal of Economics and Business Administration*, 2019, vol. 7, pp. 378–387.
- [3] Yegina N.A., Zemsikova E.S., Gorin V.A., Stepanova D.I. Applying consumer behavior theory integrated with supply chain strategy in the context of the digital transformation of the economy. *International Journal of Supply Chain Management*, 2019, vol. 8, iss. 3, pp. 341–347.
- [4] Andreev O., Grebenkina S., Lipatov A., Aleksandrova A., Stepanova D. Modern information technology development trends in the global economy and the economies of developing countries. *Espacios*, 2019, vol. 40, no. 42, pp. 8–16.

УДК 378

## Цифровая культура как новая дисциплина в современном образовательном пространстве школы и вуза

Хахина Анна Михайловна<sup>1</sup>

anna-hahina@mail.ru

Власов Юрий Николаевич<sup>2</sup>

pobeda-872vlasov@yandex.ru

<sup>1</sup> СПбПУ<sup>2</sup> Российская таможенная академия

*Цифровая трансформация всех сфер жизнедеятельности современного социума стало обыденностью. Но при этом система образования не успевает отреагировать происходящее и данный процесс проходит как бы в стороне от нее. Но для того, чтобы оставаться конкурентоспособным и не повторить ситуацию подобную развалу СССР, когда советская элита просто не была готова к реальной конкурентной борьбе и проиграла. Невзирая на то, что Советский союз первым в мире овладел космическими технологиями. Сегодня следует активнее внедрять в современную систему образования цифровую культуру. Это станет значимым фактором достойного уровня цифровой компетенции учащихся. Для того, чтобы это стало реальностью в статье приведены ключевые элементы новой образовательной программы по дисциплине «Цифровая культура».*

**Ключевые слова:** цифровая культура цифровые компетенции цифровая грамотность новая образовательная программа

Знания, умения и личностные качества, являются основными компонентами информационной компетентности.

В соответствии с данным комплектом перечисленных элементов можно сформировать разноуровневую взаимосвязанную модель, ориентированную на воспроизведение цифровых компетенций (далее — ЦК).

Формирование разноуровневой взаимосвязанной модели в своей основе содержит поступательный процесс, базирующийся на фундаменте, в основании которого лежит цифровая культура, дополненная ЦК и набором специальных навыков способствующих овладению постоянно обновляемых ИТ-технологий.

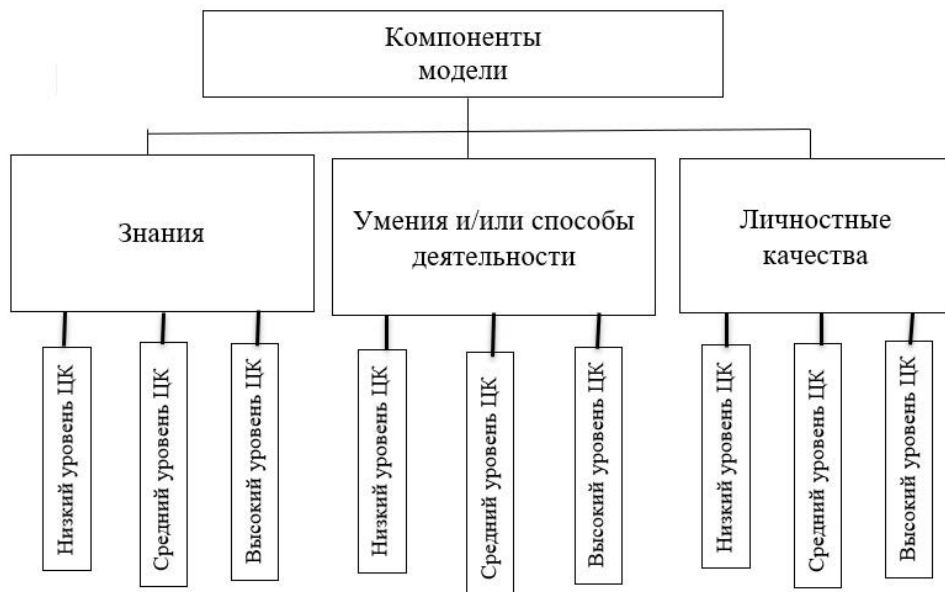
Логика построения модели и ее структуры, в своей основе базируется на трехуровневом освоении ЦК (низкий, средний и высокий). На рисунке наглядном виде приведены все ключевые элементы рассматриваемой модели.

Для того чтобы впитать цифровую культуру следует обладать выше среднего и высоким уровнем ЦК

Для компоненты «знания», высокий уровень ЦК, позволяет выстраивать связи, которые носят название причинно-следственных и определение нового вида закономерностей. Актуализировано и проявлено желание по поиску новой информации, сформированы теоретические знания, которые уже системны и действенны.

Для компоненты «умения», высокий уровень ЦК характеризуется способностью к постановке целей, без посторонней помощи, акт решения зачастую сопровождается нестандартными подходами и методами, а также фиксируется умением применять ИТ-технологии.

Для компоненты «личностные качества», высокий уровень ЦК, позволяет достигать поставленных целей, имеется сформированная готовность к использованию ИТ-технологий. Наличествуют специальные социально-проектные компетенции [1].



Компоненты разноуровневой взаимосвязанной модели

Цифровая культура конкретного учащегося должна формироваться всем окружением и в этой связи создание соответствующего образовательного пространства, которое в полной мере можно назвать цифровым образовательным пространством может и должно занять ведущую роль в этом процессе.

Дискуссии о современных проблемах системы образования в Российской Федерации свидетельствуют о том, что в цифровизируемом мире достигнуть адекватных результатов применяя исключительно традиционные формы и методы обучения практически невозможно. В этой связи образовательный процесс требует пересмотра подходов, не только к целям и содержанию, но также и включение в учебный процесс ИТ-технологий, дают дополнительные возможности по принятию, хранению, переработке, а в последствие и воспроизведению информации [2].

Именно от того, насколько эффективно и качественно будут выбраны соответствующие формы и методы обучения, напрямую зависит скорость освоения ЦК. При этом также следует не забывать о адекватном образовательном пространстве школы [3].

В рамках дисциплины «Цифровая культура» студенты 2 курса Санкт-Петербургского Политехнического университета Петра Великого совместно с преподавателем выявили наиболее важные, по их мнению, темы. После завершения курса и дискуссий, студентами был разработан план новой образовательной программы, которая отражает важные аспекты цифрового мира. Эти темы были рекомендованы также к изучению школьниками в рамках курса «Разговоры о важном» и «Информатика». Реализация этой идея нашла свое воплощение на базе общеобразовательной школы г. Санкт-Петербурга.

Студентами были проведены открытые занятия для школьников по 8 темам: цифровая этика, умные вещи и безопасная жизнь, интернет-экономика, культура интернет-коммуникаций, основы персональной информационной безопасности, цифровое образование, технологии виртуальной, дополненной и смешанной реальности, социальные сети.

Этот опыт показал важность и интерес аудитории к современным технологиям и их влиянию на нашу жизнь. В этой связи, для повышения образовательного уровня цифровой культуры необходимо повсеместное внедрение в образовательный процесс школы, а затем и вуза новой образовательной программы по дисциплине «Цифровая культура».

## Литература

- [1] Ремизова Н.У. и др. Формирование цифровых компетенций и навыков обучающихся при использовании современных информационно-коммуникационных технологий. *Гуманитарные науки*, 2022, № 4, с. 77–81.
- [2] Ремизова Н.У. и др. Организация проектной деятельности в системе повышения квалификации педагогических кадров. *Гуманитарные науки*, 2021, № 1, с. 22–26.
- [3] Ушаков Д.А. Педагогические условия формирования цифровой компетентности обучающихся в условиях доброжелательного образовательного пространства школы. *Интерактивная наука*, 2021, № 5, с. 40–43.



УДК 378

## Опыт использования социальной сети ВКонтакте для связи со студентами

Калугин Владимир Тимофеевич	kaluginvt@bmstu.ru
Луценко Александр Юрьевич	lutsenko@bmstu.ru
Иванов Алексей Геннадьевич	ivanov-ag@bmstu.ru
Игрицкий Владимир Александрович	igritsky_v_a@bmstu.ru
Ипполитова Евгения Викторовна	ippolitovaev@bmstu.ru
Королёв Александр Николаевич	alxnik@bmstu.ru
Назарова Динара Камилевна	dknazarova@bmstu.ru
Новиков Андрей Дмитриевич	novikov.ad@bmstu.ru
Филимонов Алексей Сергеевич	alexif@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

*Проведен анализ опыта, причин и преимуществ использования социальной сети ВКонтакте для поддержки оперативной связи со студентами на факультете «Специальное машиностроение» в МГТУ им. Н.Э. Баумана. Выявлены конкретные способы мотивирования студентов, повышения доверительности общения в техническом вузе. Обозначена важность донесения информации об исторических событиях России, Университета, а также о воспитанниках факультета. Показано, что использование социальной сети ВКонтакте в работе со студентами позволяет повысить эффективность образовательного процесса.*

**Ключевые слова:** высшее учебное заведение, социальная сеть, группа курса, деканат, информирование студентов

Одной из основных функций деканата является поддержание связи со студентами курса и их информирование, в том числе срочное, о различных мероприятиях, порядке сдачи задолженностей и тому подобных вещах. При этом поддержание связи со студентами через старост не всегда обеспечивает необходимый уровень надежности этой связи, поскольку такой подход вызывает необходимость постоянно проверять то, передает ли староста все вовремя и находится ли он вообще на связи. Практика показывает, что даже самый лучший староста в любой момент может перестать передавать информацию вовремя из-за множества слабopедсказуемых причин от болезни и влюбленности до ухода с головой в какую-нибудь компьютерную игру или процесс чрезмерно активного зарабатывания денег.

Вопрос связи со студентами является особенно актуальным на крупных факультетах, например, на факультете «Специальное машиностроение» (СМ) МГТУ им. Н.Э. Баумана, который ведет подготовку по более чем 50 направлениям, в том числе по направлениям, непосредственно связанным с созданием ракетно-космических комплексов [1]. Количество групп и, соответственно, старост на курсе может превышать 30, что делает практически невозможным поддержание заместителем декана по курсу плотного контакта



со всеми старостами одновременно, поскольку при таком количестве старост практически каждый месяц кто-то из них или заболевает, не сообщив об этом, или меняет телефон, или просто внезапно перестает адекватно выполнять свои обязанности.

Одним из хорошо показавших себя на практике вариантов решения вопроса информирования студентов является использование групп курса в социальной сети ВКонтакте. Группа курса — отдельная страница, посвященная организационным и образовательным вопросам конкретного курса факультета СМ набора очередного года. Основная причина использования этой социальной сети — вовлеченность подавляющего большинства студентов, ее российское происхождение и удобство ведения различных процессов [2].

В группе курса удобно информировать студентов о общефакультетских мероприятиях, событиях на отдельных кафедрах; о порядке сдачи задолженностей, распорядке в предпраздничные дни, расписании приема заместителей декана; о дополнительных лекциях курсах, встречах, о вакансиях для студентов старших курсов и выпускников. Значительная часть публикуемой информации ценна и для иностранных студентов [3].

Для первокурсников хорошо себя показала специальная серия записей, доступным языком объясняющая не только где что найти, куда идти и что вообще делать нужно, но и мотивирующая ходить на занятия и делать домашние задания быстро. В них студенту доступно объясняется, почему нужно ходить на занятия и почему учебник этого не заменит, зачем нужны не очевидные для вчерашних школьников дисциплины и на что именно нужно обратить первостепенное внимание при учебе, чтобы не быть отчисленным после первой же сессии или не стать вечным должником, который потом не сможет достичь существенных успехов в работе по специальности.

В дни государственных праздников и в другие памятные даты уместно помещать короткие обзоры соответствующих исторических событий, ценно отмечать важные достижения Российских ученых, а также ставших впоследствии знаменитыми воспитанников Университета.

Полезны ссылки на группы Профкома студентов и Студенческого совета, ссылки на сайты факультета и кафедр. Перепосты записей из группы Университета, группы факультета СМ и других дружественных сообществ облегчают ведение группы курса, ускоряют обмен информацией и повышают вовлеченность студентов в учебный процесс. И наоборот, администраторы в группах кафедр и студенческих групп часто делают перепосты из группы курса, что во многих случаях значительно упрощает и ускоряет доведение информации до студентов и других заинтересованных лиц.

Важной частью ведения записей в группах является сопровождение публикуемых записей иллюстрациями в виде изображений. В идеале изображение должно отвечать смыслу записи, привлекать внимание, нести мотивирующий посыл и содержать долю юмора для снижения формальности общения. Привлечение внимание необходимо, прежде всего, для того, чтобы студент не про-

пустил появившееся в его ленте сообщение из группы. Соответствие смыслу записи позволяет, во-первых, не создавать когнитивных диссонансов, а, во-вторых, упростить в дальнейшем поиск записей в ленте по теме изображения. Кроме того, изображение может выполнять различные дополнительные воспитательные и образовательные функции. Часто такими изображениями являются исторические иллюстрации или фотографии, а также изображения, связанные с известными студентам сказочными и фантастическими мирами, включая те, что относятся к компьютерным играм.

Такой подход приводит к тому, что группа курса становится важным источником информации не только для студентов, но и для их родителей и преподавателей, в результате чего количество участников группы обычно значительно превышает число студентов на курсе. Так, например, группа 4-го курса имеет более 700 подписчиков при числе студентов на курсе менее 500 человек.

Особую ценность ведение групп курса приобрело в период режима дистанционного обучения [4].

Таким образом, решая задачи по поддержке оперативной связи со студентами, их мотивированию, повышению доверительности общения, донесению значимости ряда исторических событий, мы достигаем цели — повышение эффективности образовательного процесса.

## Литература

- [1] Калугин В.Т. Интеграция образования и науки — основа подготовки высококвалифицированных кадров для космической отрасли и военно-промышленного комплекса. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2013, № 3 (15). <https://doi.org/10.18698/2308-6033-2013-3-615>
- [2] Сазонова О.К., Костюнина А.А., Чистякова В.А. Использование социальной сети «в контакте» в процессе обучения студентов вуза. *Мир науки, культуры, образования*, 2017, № 2 (63).
- [3] Ипполитова Л.В., Мухаммад Л.П., Кажуро Д.В. Моделирование цифровой образовательной среды в поликультурном академическом контексте: на примере целевой аудитории иностранных студентов, изучающих русский язык. *Современное педагогическое образование*, 2022, № 12.
- [4] Kalugin V.T., Lutsenko A.Yu., Ivanov A.G. et al. Experience of the organization of the distance education regime in the implementation of higher education programs in the field of rocket and space engineering and technology. *AIP Conf. Proc.*, 2023, vol. 2549, art. 130013. <https://doi.org/10.1063/5.0110882/>

УДК 378

## Прогнозирование и анализ количества студентов с академическими задолженностями по текущей успеваемости в семестре с учетом фонда оценочных средств по дисциплинам

Калугин Владимир Тимофеевич	kaluginvt@bmstu.ru
Луценко Александр Юрьевич	lutsenko@bmstu.ru
Иванов Алексей Геннадьевич	ivanov-ag@bmstu.ru
Игрицкий Владимир Александрович	igritsky_v_a@bmstu.ru
Ипполитова Евгения Викторовна	ippolitovaev@bmstu.ru
Королёв Александр Николаевич	alxnik@bmstu.ru
Назарова Динара Камилевна	dknazarova@bmstu.ru
Новиков Андрей Дмитриевич	novikov.ad@bmstu.ru
Филимонов Алексей Сергеевич	alexif@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

*Рассмотрены вопросы выявления потенциальных студентов с академическими задолженностями по данным успеваемости в семестре. На основе данных из фонда оценочных средств возможно установление функции накопления баллов по дисциплине. Предложена классификация студентов в зависимости от количества дисциплин с критическим отставанием от учебного графика. Выявленное распределение дает возможность спрогнозировать количество потенциальных студентов с академическими задолженностями к окончанию экзаменационной сессии. Данный подход позволяет выявить отстающих студентов на этапе обучения в семестре с целью повышения эффективности работы кафедр и деканата с студентами*

**Ключевые слова:** учебный план, промежуточная аттестация, модуль, образовательная программа, фонд оценочных средств, академическая задолженность

Освоение образовательной программы, в том числе отдельной части или всего объема учебного предмета, курса, дисциплины (модуля) образовательной программы, сопровождается промежуточной аттестацией обучающихся, проводимой в формах, определенных учебным планом, и в порядке, установленном образовательной организацией.

Неудовлетворительные результаты промежуточной аттестации по одному или нескольким учебным предметам, курсам, дисциплинам (модулям) образовательной программы или непрохождение промежуточной аттестации при отсутствии уважительных причин признаются академической задолженностью.

Обучающиеся по основным профессиональным образовательным программам, не ликвидировавшие в установленные сроки академической задолженности, отчисляются из этой организации как не выполнившие обязанностей по добросовестному освоению образовательной программы и выполнению учебного плана [1].

Настоящая работа является продолжением исследований по важной проблеме повышения качества высшего образования по ракетно-космическим специальностям с использованием данных информационной управляющей системы МГТУ им. Н.Э. Баумана «Электронный университет» (ИУС «ЭУ») [2–4].

Процесс освоения студентами образовательной программы контролируется преподавателями, кураторами групп, деканатами и ректоратом, а результат освоения модуля конкретной дисциплины количественно отображается в ИУС «ЭУ» в виде баллов, интегральной величины успеваемости по всем дисциплинам и рейтинга студента в группе.

Для прогнозирования количества студентов с академическими задолженностями на основе данных из фондов оценочных средств, предлагается сформировать, так называемые, функции накопления баллов в семестре по дисциплинам.

Функция накопления баллов позволяет выявить критическое отставание в освоении дисциплины, т.е. такое отставание, которое невозможно ликвидировать до окончания экзаменационной сессии.

В соответствии с особенностями, связанными с продолжительностью семестра и сессии, при условии систематического ввода данных о текущей успеваемости в ИУС «ЭУ» на основе функций накопления баллов можно прогнозировать количество студентов с критическим отставанием от учебного плана:

- по конкретной дисциплине;
- в группе и на курсе по всем дисциплинам.
- по данным интегральной успеваемости, работы в семестре и с учетом [3] предложена классификация студентов в зависимости от количества дисциплин с критическим отставанием:
  - успевающие;
  - отстающие;
  - неуспевающие.

Выявленное распределение с учетом статистических коэффициентов позволяет установить количество студентов с академическими задолженностями по окончании экзаменационной сессии.

Предложенный подход к выявлению потенциальных студентов с академическими задолженностями позволяет кафедрам и деканату принять меры дисциплинарного характера и повысить эффективность работы со студентами в семестре.

---

**Литература**

- [1] *Об образовании в Российской Федерации*. Федеральный закон от 29.12.2012 № 273-ФЗ (ред. от 04.08.2023).
- [2] Калугин В.Т. Интеграция образования и науки — основа подготовки высококвалифицированных кадров для космической отрасли и военно-промышленного комплекса. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2013, № 3 (15). <https://doi.org/10.18698/2308-6033-2013-3-615>
- [3] Калугин В.Т., Луценко А.Ю., Иванов А.Г. и др. Прогнозирование результатов сдачи сессии на основе анализа текущей успеваемости студентов с использованием данных информационной управляющей системы «Электронный университет». *Alma Mater (Вестник высшей школы)*, 2023, № 6, с. 77–84. <https://doi.org/10.20339/AM.06-23.077>
- [4] Kalugin V.T., Lutsenko A.Yu., Ivanov A.G. et al. Experience of the organization of the distance education regime in the implementation of higher education programs in the field of rocket and space engineering and technology. *AIP Conf. Proc.*, 2023, 2549, 130013. <https://doi.org/10.1063/5.0110882/>

УДК 378

## Развитие творческих способностей и формирование профессиональных компетенций студентов путем проведения олимпиад по теоретической механике

Фалькова Екатерина Владимировна

falkova@sibsau.ru

Назарова Лариса Петровна

nazarova@sibsau.ru

СибГУ им. М.Ф. Решетнева

*Данная статья показывает, что проведение олимпиад по фундаментальным и общепрофессиональным дисциплинам, в частности по теоретической механике, способствует развитию творческих способностей и профессиональных компетенций студентов, способных быстро адаптироваться в условиях динамичного производства, оперативно осваивать различные виды труда. Приводится опыт проведения таких олимпиад в Сибирском государственном университете науки и технологий имени академика М.Ф. Решетнева.*

**Ключевые слова:** фундаментальные, теоретическая механика, учебный процесс, олимпиада

Компетентный подход является методологической основой современной российской системы высшего образования. Основная цель компетентного подхода заключается в подготовке нового поколения специалистов, способных быстро адаптироваться в условиях динамичного производства, оперативно осваивать различные виды труда, обладать знаниями и личными качествами, необходимыми для широкого круга смежных профессий. Особое значение придается умениям, позволяющим действовать в проблемных ситуациях, для которых заранее невозможно подготовить соответствующие средства и методы решения. Их нужно находить в процессе изучения и разрешения подобных ситуаций с обязательным достижением требуемых результатов [1].

Компетентный подход направлен на усиление прикладного, практического характера высшего профессионального образования. При этом предполагается, что теоретические знания должны стать практическим средством объяснения возникающих явлений и проблем, а также методологической базой их решения [2].

Особая сложность изделий авиационной и ракетно-космической техники и технологии ее производства, наличие оборонного компонента определяют главную задачу оптимального построения образовательных программ подготовки специалистов в области авиации, ракетостроения и космонавтики. Учебный процесс в вузе должен моделировать основные направления и виды будущей профессиональной деятельности выпускника [3].

Реально сложившаяся в течение последних 20–25 лет ситуация с пониженным уровнем конкурсного отбора в вузы является серьезным основанием для пересмотра традиционного подхода к построению методики обучения и организации образовательного процесса. Однако при этом следует руковод-

ствоваться диалектическими принципами педагогики: поддерживать и развивать прогрессивные методы образовательной деятельности и критически оценивать средства и методы учебного процесса, не оправдавшие себя в педагогической практике [4].

В сфере высшего образования нашей страны широкое признание получили студенческие олимпиады по отдельным дисциплинам учебных программ, например, предметные олимпиады по теоретической механике. Они стали достаточно эффективной формой развития познавательной активности и развития творческого потенциала студентов.

Проведение студенческих олимпиад направлено на повышение интереса молодежи к избранной профессии, организации различных форм взаимного общения преподавателей и студентов, создание стимулов к интеллектуальному труду в студенческих коллективах. Участие в олимпиадах дает возможность студентам апробировать приобретенные знания при решении многоплановых и комплексных задач, способствовать приобретению более глубоких и разносторонних знаний в области своей будущей специальности. Состязательная атмосфера олимпиад позволяет студентам проявить свои знания и умения, сравнить их с уровнем подготовки студентов других групп, курсов, факультетов или других вузов. Немаловажным с точки зрения формирования профессиональной культуры и эрудиции студентов является также студенческое общение и развитие коммуникабельности молодых людей [5].

В Сибирском государственном университете науки и технологий имени академика М.Ф. Решетнева имеется большой опыт проведения студенческих олимпиад различного уровня: от внутривузовских до региональных и Всероссийских по фундаментальным и общепрофессиональным дисциплинам образовательных программ. В частности, определенный интерес представляет опыт проведения ежегодных олимпиад по теоретической механике.

Теоретическая механика является одной из важнейших фундаментальных дисциплин при подготовке специалистов в области авиационной и ракетно-космической техники. На основных законах и принципах теоретической механики базируются многие общепрофессиональные и специальные дисциплины: сопротивление материалов, теория механизмов и машин, строительная механика, теория двигателей летательных аппаратов, теория полета, проектирование летательных аппаратов и др.

Комплект учебно-методических пособий кафедры технической механики широко используется при проведении аудиторных занятий, выполнении расчетных заданий, подготовке студентов к олимпиадам, организации самостоятельной работы студентов. Необходимо отметить, что студенты, систематически решая профессионально-направленные задачи в курсе теоретической механики, не просто изучают механику, но также осознанно учатся применять эти знания в будущей профессиональной деятельности [6].

Интеграция мировой системы образования ставит новые требования в подготовке специалистов. Участие в международных научных конференциях, стажир-



ровки в европейских высших учебных заведениях, работа с зарубежной научной литературой требует от студентов старших курсов, обладающих большим объемом знаний по техническим дисциплинам, адекватных навыков коммуникации на иностранных языках для специализированных технических целей.

Проводимая в СибГУ олимпиада по теоретической механике на иностранном языке ставит целью повышение качества подготовки студентов старших курсов инженерных специальностей, завершивших уже изучение иностранного языка и теоретической механики. Эта цель реализуется путем расширения лексики для решения задач по статике, кинематике и динамике высокой степени сложности и закрепления лексических и грамматических навыков по иностранному языку основного уровня.

Проведению олимпиады предшествует большая консультационная подготовка. На консультации по теоретической механике студентам предлагаются краткий вводный курс и задачи, подобные олимпийским по трем видам: статика, кинематика, динамика. Подробно разбираются способы их решения, проблемы, потенциально возникающие в процессе расчета и пр. Следует отметить, что победителям и призерам олимпиад, как правило, являются студенты активно и регулярно участвующие в олимпиадном движении по различным дисциплинам, стремящимся к углублению своих знаний и формированию своего профессионального будущего [7].

Таким образом, проведение олимпиад по фундаментальным и общепрофессиональным дисциплинам, в частности по теоретической механике, способствует развитию творческих способностей студентов, предоставляет студенческой молодежи возможности для самореализации и саморазвития, открывает пути для интеллектуального и профессионального роста выпускников, и, в конечном итоге, направлено на повышение качества подготовки специалистов.

## Литература

- [1] Перфильев Ю.С., ред. Основные направления модернизации учебного процесса при подготовке кадров для высокотехнологичных областей. Томск, Томск. гос. ун-т систем упр. и радиоэлектроники, 2011, 456 с.
- [2] Назаров В.П. Формирование профессиональных компетенций в интегрированной системе аэрокосмического образования. *Интегрированная система профессионального образования: проблемы и пути развития Всерос. науч.-метод. конф.: матер.* Красноярск, Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т, 2012, с. 22–24.
- [3] Филатов В.В. Мировые тенденции и актуальные проблемы развития аэрокосмического образования. Красноярск, Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т, 2012, 424 с.
- [4] Сарченко В.И., Оборин Л.А., Машуков Ю.Г. и др. *Инженерное дело как основа устойчивого развития национальной экономики.* Красноярск, Сиб. федер. ун-т, 2015, 194 с.
- [5] Козлова Г.Л., Дубровина Г.И. Рекомендации по организации и проведению Всерос. студенческой олимпиады. *Механика. Научные исследования и учебно-методи-*



- 
- ческие разработки: междунар. сб. науч. тр.* Гомель, ОУ «БелГУТ», 2007, вып. 1, с. 75–77.
- [6] Назарова Л.П. Интеграция фундаментальной и специальной подготовки в курсе теоретической механики. *Актуальные проблемы и перспективы университетских комплексов инженерного профиля. Всерос. научн, метод. конф.: тез. докл.* Красноярск, Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т, 2003, с. 136–137.
- [7] Назарова Л.П., Данилова Е.В. Инновационная компетентностная модель проведения олимпиады по теоретической механике с внедрением иностранного языка. *Механика. Научные исследования и учебно-методические разработки: междунар. сб. науч. тр.* Гомель, ОУ «БелГУТ», 2012, с. 204–206.

УДК 330

## Непрерывный практикум при подготовке инженера — инструмент повышения степени абилитации современного специалиста

Селезнева Мария Сергеевна

ms.selezneva@bmstu.ru

Комкова Татьяна Юрьевна

tkomkova@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

*Рассмотрены вопросы модернизации учебного процесса в университете путем реализации непрерывного практикума в форме практической подготовки на профильных предприятиях в течении семестра. Исследованы особенности условий функционирования университета и требования к инженерным кадрам в современном обществе. Представлен способ реализации абилитации студентов университета с использованием непрерывного практикума, обеспечивающего построение адекватных профессиональных траекторий студентов и ускорение переходного процесса адаптации специалиста на предприятии.*

**Ключевые слова:** образовательная система, современные требования к специалисту, абилитация, непрерывный практикум, практическая подготовка

В настоящее время в России реализованы законы рыночной экономики, однако это не тот «рынок», законы которого сформированы в США и странах Запада. Как показывает история, Россия всегда и во всем идет своим путем и ей невозможно навязать те или иные правила поведения, они всегда трансформируются и приспособляются под условия страны и социума. Часто эти правила отвергаются и вместо них формируются другие более эффективные для нашей страны. В непростых современных условиях российские университеты пытаются найти и придерживаться тех правил функционирования, которые обеспечивали бы им выживание, преимущество перед конкурентами, а также уверенное процветание в ближайшем и долгосрочном будущем. В такой ситуации поиск новых форм, организационных структур, методов управления, образовательных технологий и педагогических систем, напрямую влияющих на эффективность подготовки инженеров является важной и актуальной задачей.

В обстановке подобной нестабильности и неопределенности университетам существенно труднее функционировать, планировать и реализовывать эффективные системы подготовки высококвалифицированных специалистов.

Привычные знания и навыки, получаемые студентами в рамках изучения образовательных программ, оказались недостаточны в условиях экономики рыночного типа. На предприятиях к молодым специалистам предъявляются высокие требования не только по теоретической подготовке, но и практическим навыкам, быстрому включению в работу предприятия.

Учитывая специфические особенности университетов как классических организаций, названных Минцбергом «профессиональными бюрократиями»

[1], а также эффекты «наложения» факторов рыночного и нерыночного типа, для эффективного освоения образовательных программ и удовлетворения требований предприятий-партнеров университета, в которых будут работать выпускники, необходимо модернизировать систему подготовки инженерных кадров [2–4].

Современная ситуация характеризуется переходом к новой системе ценностей, образу мышления и образу действий персонала, освоению новых технологических процессов, повышению степени абилитации молодых специалистов [5]. Одним из способов реализации современных требований к подготовке специалистов является усиление связей кафедр университета с предприятиями соответствующих отраслей промышленности. Уже апробированными и хорошо зарекомендовавшими себя способами являются: организация отраслевых филиалов кафедр на ведущих предприятиях; привлечение студентов к выполнению НИР; увеличение доли практической подготовки, проходящей на территории предприятий. Для осуществления увеличения доли практической подготовки в реализации образовательной программы целесообразно осуществить переход к такой форме практик как чередование в учебном графике периодов учебного времени для проведения практической подготовки с периодами учебного времени для теоретических занятий в соответствии с календарным учебным графиком и учебным планом, такой режим проведения практик способствует закреплению студентов на конкретных предприятиях-партнерах университета уже в период обучения студента. Именно в таком режиме при подготовке высококвалифицированных инженеров и проходят непрерывные практикумы. В результате реализации практической подготовки студентов в профильных отделах предприятия в течение семестра на протяжении почти всего периода обучения, студент получает возможность полностью погрузиться в производственный процесс, наладить межличностные связи и после защиты ВКР и получения диплома без периода адаптации быстро включиться в работу предприятия. Использование в образовательном процессе таких форм практической подготовки как непрерывный практикум полностью согласуется с «русским методом» подготовки инженера [3, 4], являющимся основой обучения в МГТУ им. Н.Э. Баумана. Практики, проходящие в течение семестра являются мощным инструментом реализации функции абилитации и это позволяет строить адекватные модели при формировании индивидуальных профессиональных траекторий студентов и специалистов.

## Литература

- [1] Эргашев Ш.Т. *Система опережающей подготовки специалистов для промышленного комплекса Узбекистана*. Наманган, LAP Lambert Academic Publishing, 2023.
- [2] Неусыпин К.А., Цибизова Т.Ю., Пищулин В.И. Разработка модели для системы управления качеством программы «Шаг в будущее». *Автоматизация и современные технологии*, 2008, № 4, с. 34–38.

- 
- [3] Неусыпин К.А. Развитие «русского метода» обучения с учетом модульной технологии. *Методики и технологии организации научно-исследовательской работы молодежи. Инженер-профессия творческая: сб. ст.* Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2008, № 5, с. 85–88.
- [4] Безлепкин В.В., Шумова Т.Р. Системогенез русского метода в университетском техническом образовании. *Научный потенциал мира. Матер. 8 междунар. науч.-практ. конф.* София, Бял ГРАД-БГ ООД, 2012, т. 10, с. 10–11.
- [5] Попович Л.Г., Гришин Д.С., Шарков А.А. Синтез институциональной среды в сфере обеспечения занятости с учетом функции абилитации. *Научное обозрение: гуманитарные исследования*, 2012, № 4, с. 149–154.

УДК 613.693+378

## Роль элементов космической медицины в формировании профессиональных компетенций студентов-медиков

Кривушин Александр Андреевич

a.krivushinrsmu@mail.ru

Крутова Валерия Викторовна

krutovavaleria7@gmail.com

ФГБОУ ВО РязГМУ Минздрава России

*В работе проведен анализ учебных планов медицинских университетов с целью выявления элементов космической медицины на различных дисциплинах. Определены основные учебные курсы, которые могут формировать необходимые профессиональные компетенции будущих врачей в области космической медицины. Сделаны выводы о необходимости внедрения специализированных элективных курсов по выбору для организации индивидуальных образовательных траекторий студентов-медиков, которые заинтересованы в изучении вопросов космической медицины и биологии.*

**Ключевые слова:** компетенции, космическая медицина, телемедицина, медицинское образование

Традиционная система обучения в медицинских университетах России строится на комплексном подходе, включающем теоретическое обучение, клиническую практику и подготовку к научной деятельности. На этапе теоретического обучения, при освоении таких базовых наук как физика, биология, химия, биохимия, физиология, анатомия, информатика и др. студентам закладывается фундамент, на который будет ложиться клиническая практика и будущая научная деятельность. Однако, многие студенты проявляют интерес к современным и узкоспециализированным достижениям науки и техники, элементы которых не всегда в полной мере заложены в содержание базовых дисциплин или же не представлены вовсе. К таким узким, но в то же время междисциплинарным направлениям современной науки относится космическая медицина, которой и будет уделено наше внимание ниже.

Анализ учебных планов двух десятков медицинских университетов России показывает, что направление космической медицины и биологии достаточно скудно представлено как на этапе теоретического обучения, так и на этапе клинической практики. Справедливости ради, стоит отметить, что в вузах России существуют направления подготовки по «Авиационной и космической медицине», которые можно в буквальном смысле сосчитать на пальцах рук, что порождает противоречие, когда в современном мире развитие космических технологий и исследования космоса приобретают все большую значимость. МКС и будущие миссии класса «исследование планет» (например, на Марс) потребуют внедрения современных концепций и технологий телемедицины с учетом ограниченности ресурсов и оперативных реалий космической медицины [1].

Конечно, может возникнуть оправданное мнение, что проблема кадров в области космической медицины остро не стоит как на уровне правитель-

ства, так и профессионального сообщества. Тем не менее подготовка таких специалистов, как и других врачей не осуществляется мгновенно, а занимает порядка десятка лет. Таким образом, обеспечивать страну высококвалифицированными кадрами, необходимо уже сегодня, не дожидаясь очередных стратегий и парадигм образования.

Космическая медицина — это область медицины, которая занимается изучением воздействия космической среды на здоровье человека и разработкой методов лечения и профилактики заболеваний, возникающих в условиях космического полета. В рамках изучения космической медицины студентами изучается адаптация организма к условиям невесомости, радиационная безопасность, биологические эффекты космической радиации, а также особенности работы и мониторинга различных систем организма в условиях космического полета [2].

Как отмечалось выше, космическая медицина — это междисциплинарная область науки и можно формировать определенные ее элементы на различных предметах. Так анализ учебных программ медицинских вузов показывает, что на дисциплине «Медицинская информатика» рассматривается тематика телемедицины, которую обычно позиционируют как удаленные консультации с врачом или же обмен и передача опыта. Такая трактовка, на наш взгляд, давно устарела. Одним из ключевых вопросов, которыми занимается космическая медицина, является управление здоровьем экипажа в условиях длительных космических полетов. Все аспекты медицины, включая диагностику, профилактику и лечение болезней, требуют особого подхода в космическом пространстве. Именно здесь телемедицина становится незаменимым инструментом, когда осуществляется постоянный мониторинг функционирования основных систем организма экипажа и данные для анализа отправляются в центр управления полетами, где специалисты оценивают состояние здоровья всех членов экипажа оперируя знаниями в области физиологии и патофизиологии, показатели которых в условиях космического пространства значительно искажаются за счет микрогравитации и радиационных воздействий [3–5].

Такую же аналогию следует провести с «Анатомией» и «Биохимией», когда знания этих дисциплин необходимы для понимания функционирования опорно-двигательного аппарата человека, который наиболее подвержен воздействиям микрогравитации. Например, некоторые исследования показали, что в условиях микрогравитации может происходить уменьшение размера мышечных волокон и изменение их формы. Это может привести к снижению эффективности работы мышц и увеличению риска травм. Таким образом, работа саркомера в условиях микрогравитации является важной проблемой для космической медицины и требует проведения дальнейших исследований и разработок для создания эффективных методов сохранения работоспособности мышц в космическом пространстве [6].

Особую роль в формировании у студентов-медиков представлений о космической медицине играет физика, которая раскрывает причину

и природу всех тех патологических состояний организма, которым подвержен экипаж [7].

Таким образом, можно сделать некоторые выводы о том, как базовые дисциплины формируют профессиональные компетенции врачей, которые в будущем могут стать специалистами в области космической медицины. В медицинском образовании, в частности на базе Рязанского государственного медицинского университета имени академика И.П. Павлова, стараются поддерживать современные тенденции и в рамках вариативного компонента вводятся такие курсы как «Телемедицина», «Искусственный интеллект в медицине», которые способствуют поддержке знаний студентов на современном уровне и заниматься научными изысканиями в этих областях. Однако, многие студенты пытаются выбрать индивидуальные образовательные траектории уже на первых курсах. А как показал анализ учебных планов и рабочих программ базовых дисциплин, они не всегда отражают современное состояние своей области. В связи с этим авторы предлагают разрабатывать большее количество элективных курсов и факультативов, чтобы наиболее интересные и важные направления, такие как космическая медицина, могли формировать профессиональные компетенции у студентов-медиков не разрозненно в течение нескольких лет, а комплексно.

## Литература

- [1] Krivushin A.A. Problems of solar-terrestrial physics. *Школа будущего*, 2015, № 2, с. 20–25.
- [2] Кривушин А.А. Особенности преподавания дозиметрии ионизирующих излучений для студентов педиатрического факультета. *Российский вестник перинатологии и педиатрии*, 2022, т. 67, № 4, 325 с.
- [3] Гордеева В.Н., Кривушин А.А. Радиобиологические эффекты воздействия ионизирующего излучения на ткани организма человека. *Естественнонаучные основы медико-биологических знаний. IV Всерос. конф. студентов и молодых ученых с междунар. участием, посв. 80-летию РязГМУ: сб. докл.* Рязань, 2023, с. 113–116.
- [4] Кривушин А.А. О влиянии космической погоды на здоровье людей на Земле и в Космосе. *Естественнонаучные основы медико-биологических знаний. II Всерос. конф. студентов и молодых ученых с междунар. участием: матер.* 2019, с. 287–291.
- [5] Кривушин А.А., Ельцов А.В. Изучение влияния небесных тел на здоровье людей и окружающую их среду для формирования соответствующих профессиональных компетенций специалистов в области медицины. *Актуальные проблемы преподавания физики в школе и вузе. Матер. Всерос. научно-методической конф.: сб.* 2018, с. 53–56.
- [6] Кривушин А.А., Сахаров А.А. Биофизические аспекты космической медицины. *Естественнонаучные основы медико-биологических знаний. Матер. Всерос. конф. студентов и молодых ученых с междунар. участием.* 2017, с. 246–247.
- [7] Алмазова М.К. Воздействие факторов космического пространства на человека. *Естественнонаучные основы медико-биологических знаний. IV Всерос. конф. студентов и молодых ученых с междунар. участием, посв. 80-летию РязГМУ.: сб. докл.* Рязань, 2023, с. 154–158.

УДК 37.022

## Реализация образовательной деятельности в ИКИ РАН

Садовский Андрей Михайлович a.sadovski@cosmos.ru

ИКИ РАН

*Рассматриваются вопросы истории и организации взаимодействия между ИКИ РАН, в частности Научно-образовательным центром ИКИ РАН (НОЦ ИКИ РАН), вузами и школами. Для подготовки высококвалифицированных специалистов в ИКИ РАН реализуются различные программы по работе со студентами и школьниками: работа кафедр, Академические классы в Московских школах, опорные школы, Летние космические школы на территории ИКИ РАН.*

**Ключевые слова:** вуз, научная школа

Рассматриваются вопросы истории и организации взаимодействия между ИКИ РАН, в частности Научно-образовательным центром ИКИ РАН (НОЦ ИКИ РАН), вузами и школами.

В настоящее время в ИКИ РАН существуют кафедра Космической физики ЛФИ (Физтех-школы им. Ландау) Московского физико-технического института (НИУ МФТИ). Изначально кафедра была создана на Факультете аэрофизики и космических исследований Московского физико-технического института, впоследствии стала частью Факультета проблем физики и энергетики. В 2016 году к Кафедре Космической физики была присоединена Кафедра нелинейных и динамических процессов в астрофизике и геофизики, базовым институтом для которой был ИНАСАН [1].

Задача кафедры — подготовка высококвалифицированных специалистов, занимающихся исследованиями космоса с помощью ракетных зондов, спутников Земли и планет, а также межпланетных космических аппаратов [2]. За более чем 50 лет существования на кафедре Космической физики подготовлено более 400 выпускников, из которых более 150 человек работает в ИКИ РАН.

В 2016 г. была организована кафедра Физики космоса на Факультете физики НИУ ВШЭ. В настоящее время заведующий кафедрой — А.А. Петрукович, директор ИКИ РАН. Кафедра специализируется на подготовке специалистов по трем основным направлениям: астрофизика высоких энергий, физика космической плазмы и физика Солнца. В ноябре 2017 г. образовательная программа Физика НИУ ВШЭ получила гос. аккредитацию. Выделено 50 бюджетных мест в бакалавриате, 30 — в магистратуре.

Примерно в это же время на Факультете космических исследований МГУ им. М.В. Ломоносова была образована Кафедра технологий дистанционного зондирования, зав. кафедрой доктор технических наук Лупян Евгений Аркадьевич, которая ответственна за образовательную программу с тем же названием. Несколько позже появилась образовательная программа «Исследования Луны и планет».



Работа по привлечению студентов на кафедры привела к пониманию, что необходима работа со школьниками. Для этого ИКИ РАН включился в работы Департамента образования по программе Академический класс в московской школе (с 2022 г. в программу Космических классов). К сожалению, работа с Департаментом год от года становится все более обременительной и Научно образовательный центр ИКИ РАН постепенно прекращает формальное взаимодействие с Департаментом.

При этом в 2023 г. успешно прошли выездные занятия для опорной школы РАН из Ростова-на-Дону, прошли несколько Летних космических школ на территории ИКИ РАН [3].

Нельзя не отметить проведение образовательного эксперимента «Сферы» на МКС, который до его фактического прекращения проводился с достаточно успешно.

### Литература

- [1] Ломакин А., Малыхин А., Нечаева А., Садовский А. Горизонты физики в МФТИ от кафедры космической физики. *Дорога в космос. Первая междунар. конф. по космическому образованию: тез.* 2022, 161 с.
- [2] *Центральный научно-исследовательский институт машиностроения.*  
URL: <http://knts.tsniimash.ru/ru/site/Programm.aspx?id=1> (дата обращения 15.12.2023).
- [3] Ломакин А., Лемещенко С., Иванова А. Программа астрофизики на ЛКШ-2021. *Дорога в космос. Первая междунар. конф. по космическому образованию: тез.* 2022, 162 с.

УДК 378.147.88

## Актуальный подход к начальной подготовке современного инженера-исследователя

Потылицын Иван Юрьевич

potylitsyn@phystech.edu

Макаров Роман Дмитриевич

roman.makarov@phystech.edu

Денисов Егор Анатольевич

deneg99@gmail.com

Мершавка Анастасия Дмитриевна

mershavka.ad@phystech.edu

*Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет)*

*Предложен актуальный подход к ведению лабораторных работ по начальной инженерной подготовке студентов младших курсов, только начинающих свой путь к созданию новых приборов и технологий. На примере ведения в МФТИ лабораторного практикума «Общеинженерная подготовка» для студентов 1-го года обучения представлены результаты трехлетней работы по практическому применению современной методики подготовки молодых инженеров-исследователей.*

**Ключевые слова:** *техническое образование, инженерная подготовка, автоматизация эксперимента, проектная деятельность, командная работа*

В 2020 году инженеры лаборатории прикладных нанотехнологий (ЛПНТ) МФТИ обратили внимание, что каждого приходящего к ним на работу молодого сотрудника приходится лично обучать одним и тем же инструментам и отрабатывать с ними одни и те же навыки работы [1]. Например, работе с системой контроля версий Git, без которой реальная разработка любого программного или технического продукта сегодня просто немыслима.

Помимо создания приборов для спутников инженеры ЛПНТ вели занятия у студентов 1-го и 2-го годов обучения на кафедре прикладной механики. Идея переделать читаемые курсы так, чтобы научить студентов именно тому, что ждут от своих молодых сотрудников инженеры научного производства, показалась органичной, поэтому была проведена реформа двух лабораторных практикумов.

Не последнюю роль в том, как сейчас выглядят наши курсы, сыграл Covid. В 2020 году институтам пришлось предпринять попытки перевести образование в дистанционный формат, и МФТИ не стал исключением. Формат лабораторных работ подразумевал именно самостоятельную работу студентов, поэтому было принято решение записать поясняющие видео.

Поле того как занятия вернулись к привычному очному формату было обнаружено, что записанный на видео материал освобождает целых полтора часа из трех часов лабораторной работы. Многие студенты смотрят лекции дома, чтобы не терять время в аудитории. Те, кто не ознакомился с видео перед занятием, смотрят его по ходу лабораторной работы, не отвлекая преподавателя.

Перемещение общих пояснений в записанные видео дало еще два серьезных преимущества перед классическим подходом, когда преподаватель читает теорию непосредственно в классе. Во-первых, преподаватель не тратит

силы на общую работу со студентами, а студенты не тратят ценное время с наставником на прослушивание теории. В случае, когда непосредственная практическая работа начинается с началом занятия, преподаватель с первых минут работает с каждым студентом из группы индивидуально, отвечая на его конкретные вопросы и помогая обучающемуся преодолеть именно его личные трудности в освоении практических навыков. Во-вторых, качество теоретического материала перестает зависеть от личности преподавателя, ведущего практическое занятие, и определяется только качеством созданного видео. Точно такой же принцип работает с книгами по фундаментальным дисциплинам, которые пишут заслуженные лекторы, но современная реальность такова, что видео люди смотрят чаще, чем читают книги. Оказалось, что эффективнее студенты запоминают и понимают материал, показанный на экране, чем описанный в тексте [2]. Тем не менее, от студентов звучит запрос по созданию коротких методичек к занятиям, которые будут поддерживать их непосредственно на занятиях уже после просмотра теоретического видео.

Помимо подавляющего смещения очной работы в практическую сторону были обновлены непосредственные инструменты, при помощи которых студентам предлагается освоить методы инженерной и научной работы [3]. Для освоения таких базовых для автоматизированных измерений понятий, как цифро-аналоговый и аналогово-цифровой преобразователи, порты ввода-вывода общего назначения, частота дискретизации и разрядность цифрового сигнала, да и самого понятия «сигнал» был выбран доступный одноплатный мини-компьютер Raspberry Pi под управлением ОС Linux, оснащенный портами GPIO, аппаратными интерфейсами SPI, UART, I2C и выводами напряжений 3.3 и 5.0 Вольт для питания внешних электронных устройств. Была разработана специальная печатная плата, подходящая к мини-компьютеру, позволяющая осваивать алгоритмы работы ЦАП, АЦП и автоматизированных измерений не тратя время занятия на подключение проводов в макетные платы. В качестве языка программирования для освоения принципов и методов автоматизации был выбран органичный для мини-компьютера, актуальный, да и просто необходимый современному инженеру скриптовый язык Python [4].

Кроме обновления аппаратного обеспечения занятий был также скорректирован набор тем, которыми, должен уверенно владеть любой ученый или инженер. Отдельные занятия с глубоким акцентом именно на детали и тонкости представлены по следующим темам: компьютер в целом и его порты ввода-вывода общего назначения, специальная печатная плата и ее связь с компьютером общего назначения, система контроля версий Git и сервер репозитория GitHub, ЦАП, АЦП, пайка, автоматизированные измерения, обработка данных и построение графиков, оформление отчета по проведенному исследованию в текстовом процессоре.

Курс инженерной подготовки заканчивается лабораторными работами, чтобы превратить набор детально разобранных абстрактных понятий в непосредственный набор инструментов исследователя, при помощи которого обу-

чающийся может проводить, автоматизировать и обрабатывать реальные научные эксперименты.

Обучающимся предлагается объединиться в команды по три исполнителя и исследовать физический процесс при помощи компьютерных методов исследований. Результатом работы является оформленный отчет, в котором описана физическая система, разработаны программа и методика эксперимента, приведены скрипты для измерений и обработки данных, наглядно представлены графики полученных результатов. Студенты имеют возможность сделать три лабораторные работы и попробовать себя в каждой из предложенных ролей: экспериментатор, получающий исходные данные, исследователь, обрабатывающий результаты эксперимента и руководитель, анализирующий полученные результаты, составляющий выводы исследования и оформляющий научно-технический отчет в текстовом процессоре.

Промежуточным итогом трехлетней работы команды преподавателей над системой подготовки молодых инженеров-исследователей стал лабораторный практикум по общеинженерной подготовке, получивший положительные отзывы непосредственно от самих обучающихся. В конце обучения было проведено анкетирование студентов, в результате которого была получена обратная связь от обучающихся. Некоторые студенты называли его самым полезным курсом за весь первый семестр, некоторые осознали, что действительно любят практическую физику, были те, кто заново открыл для себя компьютер и то, какие на самом деле возможности он предоставляет, помимо просмотра веб-страниц. Главным измеримым результатом для сотрудников ЛПНТ, которые решились на образовательную реформу системы подготовки и начали ее реализацию, стали 7 пришедших на работу студентов, которые уверенно оперируют понятиями ЦАП и АЦП, уверенно программируют на Python, отправляют исходный код в общие репозитории, умеют работать в команде, осознают и ценят то, ради чего в общем-то и необходимо любое образование — практически применимый результат или полезный продукт.

## Литература

- [1] Ткаченко Б.К., Алябьев А.И., Березникова М.В. и др. *Современные технологии физического эксперимента и обработки результатов: Лабораторный практикум*. Москва, МФТИ, 2007, 120 с.
- [2] *Вверх тормашками: что такое перевернутое обучение*. Skillbox Media. URL: <https://skillbox.ru/media/education/chto-takoe-perevyernutoe-obuchenie/> (дата обращения 12.01.2024).
- [3] *Какие бывают методы обучения: от классических до современных*. Skillbox Media. URL: <https://skillbox.ru/media/education/kakie-byvayut-metody-obucheniya-ot-klassicheskikh-do-sovremennykh/> (дата обращения 12.01.2024).
- [4] *Web Applications for Everybody*. Charles R. Severance. URL: <https://www.wa4e.com> (дата обращения 12.01.2024).

УДК 629.7

## Исследовательская и проектная работа космической тематики в школе

Николаева Наталья Викторовна

natasha071rus@mail.ru

АНО «Детская академия»

*Работа посвящена изучению проектной и исследовательской деятельности в учебной работе с обучающимися разного возраста. Использована информация из опыта работы автора в Муниципальном бюджетном учреждении дополнительного образования «Дворец детского (юношеского) творчества города Новомосковска Тульской области и Автономной некоммерческой организации «Детская Академия» Наро-Фоминского городского округа Московской области.*

**Ключевые слова:** проект, научно-исследовательская работа, функциональная грамотность, аэрокосмическое образование

Космическая тематика в работе со школьниками позволяет им реализовать себя в любом направлении науки, техники, творчества. Поэтому выбор тем для проектов и исследовательских работ помогает в полной мере проявить ребенку его фантазию, творческие, профессиональные и научные интересы и способности [1].

Безусловно, все определяет возраст детей. С дошкольниками интересно рисовать, создавать схемы и макеты Солнечной системы, базы на планетах или спутниках.

Обучающиеся начальных классов могут создать для одноклассников видеоролики о космосе, сочинить мифы о созвездиях или рассказать о детстве первого космонавта Земли, который совсем ребенком, их ровесником, пережил фашистскую оккупацию, но сохранил мечту о небе.

Для определения направленности работы со школьниками старшего возраста занятия начинаются с истории развития советской космической отрасли, знакомством с азами астрономии, основами воздухоплавания и аэродинамики, биографией основоположников теории и практики авиационных и космических полетов, представлением конструкций ракет-носителей и космических кораблей.

Каждый ребенок из полученной информации выбирает ту, что его больше всего заинтересовала. Например, в рамках изучения истории полетов и посадки первых космонавтов на космических кораблях «Восток», ребятам захотелось подробнее узнать о проблемах катапультируемых кресел, при знакомстве с конструкцией космического корабля «Восход», они стали искать информацию о системе мягкой посадки этих аппаратов, после просмотра видеоматериалов о вывозе ракеты-носителя на стартовую площадку возникла тема «Грузоподъемность железнодорожной передвижной платформы на космодроме». Трагедия полета В.М. Комарова на КК «Союз-1» привела мальчи-

шек к мысли о необходимости спасения космонавтов в случае нераскрытия парашютов при посадке, так родилась целая серия проектов системы «Захват», которая могла бы стать решением проблемы [2].

Серьезной сложностью при подготовке материалов для проектов становится неумение работать с литературой и другими источниками информации. В последнее время огромное внимание уделяется развитию функциональной грамотности, особенно, читательской — навыков понимания и осмысления прочитанного, умения применять их, анализируя и обобщая информацию. Мы убеждены, что функциональная грамотность — приоритетные задачи проектной деятельности

При подготовке проекта и исследовательской работы школьники знакомятся с большим количеством источников информации: книги, периодические издания, информационные ресурсы. Они учатся отбирать и структурировать полученную информацию, анализировать и применять полученные знания для формулировки целей и задач исследования и их реализации, создания концепции творческого или технического проекта или математической модели программного продукта. При представлении своей разработки школьники создают презентации, тренируют ораторские и дискуссионные навыки, учатся грамотно и быстро формулировать ответы на неожиданные вопросы. Для этого практикуются публичные презентации проектов накануне больших конкурсных мероприятий. В качестве членов жюри и зрителей выступают учителя, педагоги дополнительного образования, преподаватели средне-специальных и высших учебных заведений, родители, одноклассники. Такая практика помогает школьникам освоить систему работы над любым проектом, в том числе, курсовым или дипломным при дальнейшем обучении в вузе, навыки их представления и защиты, быстрой и грамотной формулировки ответов на вопросы [4].

Участвуя в обсуждении той или иной темы, ребята учатся находить аргументы и доводы, позволяющие на равных общаться с разновозрастной аудиторией, в том числе, со взрослыми, например, студентами, преподавателями. Это приводит к преодолению застенчивости, сомнений в своей правоте, боязни высказывать свою точку зрения, тревожности в новых коллективах, позволяет наладить взаимопонимание и найти единомышленников.

Проблемы однообразных задач, входящих в задания ЕГЭ, в проектной и исследовательской деятельности преодолеваются за счет приглашения школьников к решению нестандартных заданий и поиску разных форм их решения. Участвуя в создании проекта, знакомясь с известными образцами и вариантами аналогов, школьник ищет новые пути, формы, материалы, математические модели, позволяющие расширить его кругозор, стремится к поиску разностороннего творческого подхода к раскрытию темы [4].

Разнообразие в выборе тематики проектной работы заложено самим направлением — космосом. Ведь любая сфера жизни, творчества, научной и технической деятельности может быть приурочена к нему. Если дети инте-

ресуются биологией, могут начать изучение темы «Развитие биокомплекса на орбитальных и напланетных базах», химией — «Система обеспечения жизнедеятельности космонавтов», психологией — «Адаптация экипажа к длительному космическому полету», иностранными языками — «Навыки взаимодействия в межнациональном общении», литературой и изобразительным искусством — «Изучение творчества писателей, художников, посвятивших свое творчество космической тематике», мотокроссом — «Создание индивидуального средства передвижения по Луне».

Перечисление тем можно продолжать до бесконечности. Главное — космос дает возможность реализовать свои самые смелые фантастические проекты. Каждый из них может стать целью в жизни, достижение которой позволит человеку приблизиться к своей мечте.

### Литература

- [1] Николаева Н.В. Патриотическое воспитание детей средствами аэрокосмического образования. *XLVII Академические чтения по космонавтике, посвященные памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых — пионеров освоения космического пространства: сб. тез. в 4 т.* Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2023, с. 23–25.
- [2] Назаров А.В., Назарова М.А., Николаева Н.В., Назаров П.С. Космическое образование школьников — большой шаг к выбору профессии. *XLVI Академические чтения по космонавтике, посвященные памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых — пионеров освоения космического пространства: сб. тез. в 4 т.* Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2022, с. 293–295.
- [3] Байбородова Л.В., Серебренников Л.Н. *Проектная деятельность школьников в разновозрастных группах.* Москва, Просвещение, 2013.
- [4] Иванова М.В. Опыт педагогического сопровождения проектной деятельности школьников. *Школа и производство*, 2013, № 4, с. 3–7.



УДК 378

## Академический английский язык для астродинамики: практика преподавания

Овчинникова Ольга Михайловна ovchol@mail.ru

ИПМ им. М.В. Келдыша РАН

*В докладе рассматриваются вопросы преподавания академического английского языка студентам, специализирующимся в динамике космического полета. Обсуждаются практические приемы преподавания — на примере учебного курса для магистрантов, обучающихся по специализации «Динамические системы» по профилю математического моделирования и прикладной математики на одноименной базовой кафедре МФТИ в Институте прикладной математики (ИПМ) им. М.В. Келдыша РАН.*

**Ключевые слова:** преподавание, академический английский язык, академическое письмо, английский язык для академических целей, астродинамика

Как отмечают специалисты, в настоящее время письменный академический английский из языка определенной культуры превратился в специфический язык академического дискурса [1]. Этот процесс не обошел стороной и космические исследования: в них английский язык также прочно занимает место *lingua franca*. При этом на фоне растущей специализации научного знания [2], задача преподавания академического письма, ориентированного на ту или иную область науки и, в частности, на космические исследования и прикладную математику, представляется все более актуальной.

Вместе с тем, методические аспекты преподавания этой дисциплины, например, студентам-математикам освещены в литературе довольно скудно; не хватает и соответствующих специализированных учебных материалов [3]. Это отмечают зарубежные исследователи, обращаясь к англоязычному сегменту научно-издательского мира, — и еще менее изучены эти вопросы в отечественных источниках, применительно к российскому опыту.

Пытаясь восполнить этот пробел, ранее мы кратко обобщили опыт преподавания курса академического английского языка магистрантам МФТИ в ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, специализирующимся в динамике космического полета. Были описаны предыстория курса, основные его особенности и принципы преподавания [4]. В настоящей работе эти особенности уточняются и на их основе представлены некоторые практические рекомендации по преподаванию данной дисциплины — как в контексте специализации студентов, так и касательно развития их общеязыковых и профессиональных компетенций.

Курс предполагает знакомство с общими нормами и требованиями академического дискурса, принципами создания академических текстов на английском языке и их особенностями. Однако основное наполнение дисциплины продиктовано ее характером: сфокусированностью на конкретной специали-



зации студентов и на практическом применении получаемых ими знаний и навыков.

Работа студентов в ходе курса тесно связана с изучением специфики статей в журналах по динамике космического полета и, шире, космическим исследованием и прикладной математике. Студенты знакомятся с требованиями к авторам и публикациями таких журналов, как *Acta Astronautica*, *Advances in the Astronautical Sciences*, *Advances in Space Research*, *AIAA Journal*, *Journal of Guidance, Control, and Dynamics* и ряда других изданий, представляющих практический, «публикационный», интерес.

В докладе представлены рекомендации по работе с текстами статей — в частности, различные техники чтения и письменные упражнения, направленные на изучение грамматических и лексико-стилистических особенностей статей (к ним относятся, например, характерный терминологический аппарат с обилием математической лексики, специфическое использование грамматических времен и др.), а также их структуры. Предложены приемы для перехода студентов к созданию собственных заготовок, а затем и текстов, финальную версию которых они представляют по окончании семестра.

## Литература

- [1] Hyland K. *Teaching and Researching Writing*. New York, London, Routledge, 2016, 314 p.
- [2] Boudreau K.J., Guinan E.C., Lakhani K.R. et al. Looking Across and Looking Beyond the Knowledge Frontier: Intellectual Distance, Novelty, and Resource Allocation in Science. *Management Science*, 2016, 62 (10), pp. 2765–2783.
- [3] Cunningham K.J. A phraseological exploration of recent mathematics research articles through key phrases frame. *Journal of English for Academic Purposes*, 2017, 25, pp. 71–83.
- [4] Ovchinnikova O.M. Academic English course for Russian students engaged in astrodynamics. *AIP Conf. Proc.* 2021, 2549, 130003-1–130003-5. <https://doi.org/10.1063/5.0108993>

УДК 621.0

## О востребованности специалистов по парированию естественных космических угроз в ближайшее время

Пирязев Игорь Анатольевич

pir1964@yandex.ru

*Представлена концепция безальтернативного решения проблемы астероидной опасности, учитывающая три ограничения, а именно время упреждения, измеряемое первыми десятками часов, скорость ракеты с ядерным ракетным двигателем, соизмеряемая со скоростью падения астероида, ограничение скорости проникания в тело астероида. Предложено создать тетраэдрическую систему парирования естественных космических угроз, включающую в себя средства наблюдения, внешнюю баллистику, конечную баллистику и ракеты с хвостовыми модулями проникания. На основе такой системы предлагается готовить специалистов по парированию.*

**Ключевые слова:** астероидная опасность, хвостовой модуль проникания, тетраэдрическая система безопасности, специалисты по парированию космических угроз

В 2019 году автор А.М. Люхин опубликовал свою работу «Атлантическая импактная гипотеза Всемирного Потопа», где убедительно доказал, сопоставив исторические, географические и геологические проверенные данные, что причиной всем известного на Земле события явилось падение по касательной крупного космического тела в Атлантическом океане. Согласно этой работе следует вывод об увеличении вероятности падения опасного космического объекта на земную поверхность на три-четыре порядка по сравнению с ранее принятыми заключениями ведущих специалистов в астрономии. Таким образом пропорционально возрастает актуальность создания системы противоастероидной защиты, для чего потребуются подготовка специалистов по парированию естественных космических угроз. Таких специалистов в настоящее время не готовит ни один вуз в мире.

Три основных фактора ограничивают область поиска решения данной проблемы:

1. Время упреждения падения опасного космического объекта ОКО. Согласно реализуемому в России проекту СОДА (Система обнаружения дневных астероидов) это время для тел размером 100 и выше метров не превышает нескольких десятков часов в зависимости от скорости падения тела.

2. Скорость самого ОКО 10 и более км/с. Такие скорости могут развивать только ракеты с ядерным ракетным двигателем с «грязным выхлопом» (Курчатовский институт).

3. Скорость проникания ракетного модуля в тело астероида не может превышать 1...2 км/с. Иначе в процессе столкновения с объектом аппарат превратится в плазму, не достигнув необходимой глубины для завершения своей миссии.

В работе [1] представлены основы конечной баллистики применительно к процессу проникания модулей космических аппаратов с ядерными зарядами для разрушения или изменения траектории движения астероидов. Для заданного калибра эффективное заглубление оценено в зависимости от скорости встречи с телом астероида и допустимых перегрузок относительно четырех основных модулей: 1) сплошного с заостренной частью; 2) с газовым демпфером перегрузок; 3) с маршевым реактивным двигателем; 4) со звездобразной хвостовой частью. Как следует из данной работы и работ других авторов, предложивших способы ракетного воздействия на опасные космические объекты, но не применявших методы конечной баллистики [2,3], поражение ракетой (ракетами) тела астероида предусмотрено исключительно ее головной частью, являющейся модулем проникания.

В работах по исследованию процесса проникания [1,4] показано, что скорость внедрения в преграду для различных калибров не может превышать 1...2 км/с поскольку сопровождающие этот процесс перегрузки разрушают саму конструкцию аппарата уже на дневной поверхности преграды (температура образования плазмы).

Автор [5] представил концепцию противоастероидной защиты, основанную на применении наземных средств. Изложенное выше ограничение по перегрузкам, соответствующим скоростям 1-2 км/с, заставило пересмотреть траекторию полета и саму конструкцию ракеты.

Необходимо чтобы ракета с хвостовым модулем проникания, стартова с поверхности Земли, совершила разворот в верхних слоях атмосферы и встала и встала на курс летящего астероида непосредственно перед ним за несколько секунд до его входа в атмосферу. Разность скоростей ракеты и догоняющего ее астероида должна находиться в пределах, обеспечивающих эффективное проникание модуля, но не превышать 1...2 км/с. Реализация такой схемы помимо условий, указанных в [5], требует:

1. Создание двухступенчатой ракеты с хвостовым модулем проникания.
2. Разделение траектории движения этой ракеты на два участка:
  - а) старт, подъем и разворот на базе твердотопливного ракетного двигателя;
  - б) движение перед астероидом по его курсу на ядерном ракетном двигателе ЯРД, способным развивать скорость 10 и выше км/с.

На основе опубликованных в открытых источниках данных ТТХ С-500 произведена предварительная оценка принципиальной возможности такой реализации. Рассмотрены два варианта, когда массовая доля топлива в стартовой ракете составляет 90 и 80 процентов. При (условно) полной массе ракеты 7000 кг это будут 6300 и 5600 кг топлива соответственно. Учитывая дальность 600 км и верхний потолок 200 км, были получены следующие предварительные результаты при массе ЯРД — 1000 кг. Удельная тяга ЯРД принималась равной 10 [6,7].

Для рассмотренной в [5] массы неядерного ВВ 2400 кг на подъем и разворот у ракеты, аналогичной С-500 останется соответственно 2900 и 2200 кг

твердого топлива. Это означает, что на таких запасах топлива до разворота включительно ракета способна достичь высоты 92 или 78 километров, что при скорости второй ступени 10 км/с оставляет запас времени 7-9 секунд до столкновения с земной поверхностью при отвесном падении астероида. При наклонных траекториях падения этот резерв увеличивается делением на синус угла падения. Для 30 градусов он составит 14 и 18 секунд соответственно.

Развиваемая в данной работе концепция противоастероидной защиты заключается в создании общепланетарной сети баз двухступенчатых ракет, имеющих ядерные ракетные двигатели во второй ступени и хвостовой модуль проникания. С пунктов базирования эти ракеты в считанные сутки доставляются в нужный момент времени к местам их стартов, откуда стартуют и маневрируя в верхних слоях атмосферы, они на скоростях 1–2 км/с меньше скорости падающего на Землю астероида поражают его, проникая на заданную глубину. Данный способ является альтернативой широко разрекламированной программе НАСА DART, реализующей сомнительную концепцию «кинетического удара». 27 сентября 2022 года, как было заявлено, итальянский кубсат LICIACube данной миссии на безопасном расстоянии должен был зафиксировать сопоставление замедленной съемки приближающегося со скоростью 6,5 км/с к астероиду космического зонда-камикадзе и скорости возникающего в процессе соударения взрыва, что позволило бы сравнить оба эти процесса. В концепции, предложенной в настоящем докладе, запас времени от момента обнаружения опасного космического объекта до воздействия сокращается до нескольких десятков часов.

Предлагаемая противоастероидная защита и подготовка специалистов по парированию космических угроз заключается в создании тетраэдрической взаимосвязанной структуры, состоящей из четырех базовых элементов:

1. Система обнаружения ОКО. Это прежде всего Система обнаружения дневных астероидов.
2. Внешняя баллистика.
3. Конечная баллистика.
4. Ракетостроение.

Относительно создания специальной ракеты для парирования космических угроз необходимо задействовать уже опыт конструирования и испытания клиновоздушного ракетного двигателя КВРД, имеющего центральное тело, которое и выполнит основную миссию хвостового модуля проникания. Помимо этого для возможности замены ядерного ракетного двигателя ЯРД второй ступени в перспективе необходимо исследовать возможность использования вращающейся ракеты на основе полученных недавно результатов экспериментов В.Н. Самохвалова, продемонстрировавшего получение дополнительной тяги быстровращающегося в вакууме тела.

**Литература**

- [1] Велданов В.А. Численная оценка проникания модулей космических аппаратов в астероиды. *Известия Челябинского научного центра*, 1997, спец. вып., с. 20–26.
- [2] Зайцев А.В. Защитить Землю помогут «космические камикадзе». *Воздушно-космическая сфера*, 2020, № 3, с. 44–51.
- [3] Багров А.В., Кислицкий М.И. *Способ ударного воздействия на опасные космические объекты и устройство для его осуществления*. Патент. RU 2012108021, 2013.
- [4] Сагомоян А.Я. *Проникание (проникание твердых тел в сжимаемые сплошные среды)*. Москва, МГУ, 1974.
- [5] Пирязев И.А. Безальтернативность противоастероидной защиты с применением противобункерных ракет на базе российских С-500. *XLVI Академические чтения по космонавтике, посвященные памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых — пионеров освоения космического пространства: сб. тез. в 4 т.* Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2022, т. 2, с. 256–261.
- [6] Демянко Ю.Г., Конюхов Г.В., Коротеев А.С., Кузьмин Е.П., Павельев А.А. *Ядерные ракетные двигатели*. Москва, Норма Информ, 2001.
- [7] Дорофеев А.А. *Ядерные ракетные двигатели и энергетические установки*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2013.

УДК 629.7

## Концепция создания универсального пилотируемого комплекса, предназначенного для длительных полетов за пределами магнитного поля Земли

Каменева Вероника Андреевна<sup>1</sup>

www.cereal\_girl@mail.ru

Майорова Вера Ивановна<sup>1</sup>

mayorova@bmstu.ru

Игрицкий Владимир Александрович<sup>1</sup>

igritsky\_v\_a@bmstu.ru

Раднаев Баир Аюшиевич<sup>1</sup>

radnolfr@gmail.com

Мясищева Галина Романовна<sup>1</sup>

mgalya18@mail.ru

Шмаков Иван Денисович<sup>1</sup>

ash.sentinel2050@gmail.com

Денисов Михаил Алексеевич<sup>1</sup>

mikdenisov@gmail.com

Рябико Антон Сергеевич<sup>2</sup>

ryabikoas@student.bmstu.ru

Зацепин Матвей Геннадьевич<sup>1</sup>

matvey.zatsepin.2017@mail.ru

<sup>1</sup> МГТУ им. Н.Э. Баумана<sup>2</sup> Филиал АО «ЦЭНКИ» — «НИИ ПМ им. академика В.И. Кузнецова»

*Представлена концепция создания пилотируемого комплекса, предназначенного для длительных полетов за пределами магнитного поля Земли. Концепция включает проектный анализ основных параметров комплекса и предложения по применению части систем. Возможность создания подобного комплекса обусловлена общностью научных и инженерных задач, возникающих при организации пилотируемых полетов к планетам и астероидам, а также при длительном нахождении пилотируемых экспедиций на орбитах других планет и спутников. При этом универсальность комплекса позволит существенно упростить и удешевить выполнение последующего этапа освоения Солнечной системы, связанного, в том числе, и с проведением межпланетных пилотируемых экспедиций.*

**Ключевые слова:** концептуальное проектирование, пилотируемый комплекс, космический комплекс, дальний космос

Одной из тенденций развития современной космонавтики является реализация долгосрочных пилотируемых миссий исследования и освоения космоса, в рамках которых создание универсального пилотируемого комплекса (УПК) для длительных полетов за пределами магнитного поля Земли является актуальной задачей. Комплекс может обеспечить максимальную гибкость и многофункциональность для выполнения различных целей: от исследовательских миссий в дальний космос до создания условий для жизни человека на космических станциях и базах [1].

В рамках работы Международной молодежной научной школы «Исследование космоса: теория и практика» летом 2023 года международным коллективом студентов из 11 университетов был выполнен научный проект, целью которого являлась разработка УПК, совершающего межпланетный перелет Земля — Венера — Марс. В результате проведенного анализа на УПК возможно провести более 50 экспериментов различных направле-

ний, в том числе по культивированию растений во время космического полета [2].

Предлагаемая миссия УПК включает в себя несколько основных этапов: вывод основных блоков станции на низкую околоземную орбиту и сборку на орбите, значительное увеличение высоты орбиты, доставка экипажа на комплекс, выдача импульса скорости маршевой двигательной установкой для полета к Венере, гравитационный маневр у Венеры, полет до Марса с выполнением гравитационного маневра вблизи планеты (на данном участке возможно осуществление пилотируемой марсианской миссии) и возвращение к Земле, где возможны переход на орбиту вокруг Земли со сменой экипажа или дальнейший полет.

Предлагаемый комплекс является сборной крупногабаритной конструкцией и состоит из обитаемой части, силовой фермы крепления дополнительной полезной нагрузки и разгонного блока с маршевой двигательной установкой. В состав обитаемой части входит жилой модуль, несколько научных модулей, узловые модули, а также солнечные панели, радиаторы и антенные устройства. Модульная система всего комплекса позволяет изменять и дорабатывать его структуру.

Жилой модуль состоит из трех зон: командной, с расположенными в ней узлом управления, жилой и зоны хранения. Данный модуль является наиболее защищенным от радиации, в остальных модулях космонавты находятся ограниченное время для выполнения различных работ.

В рамках анализа материалов радиационной защиты для УМП предложена плитка из четырехслойного пакета, составленного из внешнего корпуса (алюминиевый сплав), насыщенного атомами водорода полимерного слоя (смесь полиэтилена и полиизобутилена), керамической прослойки из карбида бора и тонкого слоя замедлителя вторичного (и нейтронного) излучения, представленного свинцом [3]. Несмотря на приемлемые радиационные условия для экипажа с учетом средств личной защиты предложенный концепт радиационной защиты имеет высокую массу, в связи с чем сборка корпуса станции и плиток будет осуществляться на околоземной орбите.

Для реализации разрабатываемой миссии подобраны тип и конфигурация солнечных батарей исходя из оценок затрат энергопотребления всех систем. В качестве систем связи предложены поворотные антенны X-диапазона, расположенные на поверхности жилой части комплекса.

В качестве системы обеспечения жизнедеятельности был предложен вариант создания системы с элементами биологических систем жизнеобеспечения. Рассчитаны их основные характеристики: массы, объемы, энергопотребления, приведенные массы. В качестве системы обеспечения теплового режима предлагается использовать двухконтурную систему тепловых трубок с отводом лишнего тепла через радиаторы. Параметры системы рассчитывались для худшего случая полета вблизи Венеры. Дополнительно проведена оценка состояния космонавта во время полета



и предложены системы компенсации длительного влияния космического пространства на человека [4].

Применение роботизированных средств на УПК необходимо при сборке радиационной защиты и жилого модуля, при проведении экспериментов, загрузке и разгрузке силовой фермы грузами и во время закрепления плит радиационной защиты на корпусе жилого модуля. За основу предлагается использовать аналог манипулятора Canadarm-2 со сменными насадками для выполнения операций. Передвижение средств по внешней поверхности станции осуществляется через специализированные разъемы, расположенные на поверхности станции.

Разгонный блок для совершения основных маневров также выполнен в виде модульной системы со сменными баками и маршевой двигательной установкой многократного включения, состоящей из трех кислородно-метановых двигателей RD-0162. Конструкция разгонного блока разработана на основе силовой фермы с проложенными по ней трубопроводами и отсечными клапанами. Использование криогенных компонентов топлива накладывает ограничения по температуре содержания баков, что подразумевает их дополнительную защиту от теплового излучения УПК. Для этого предлагается использовать раскрываемый «зонтик» из отражающего материала между самим блоком и другими частями УПК.

Для определения угловой ориентации предлагается использовать набор звездных датчиков Mark3 и солнечных датчиков, а также датчики определения угловой скорости. Возможно применение системы навигации рентгеновского излучения пульсаров, обеспечивающей точность позиционирования до 5 км, волоконно-оптического инерциального измерительного блока и системы для определения параметров орбиты (Doppler data, LOS range, DDOR). В качестве систем угловой стабилизации в полете используются двигатели, работающие на топливной паре НДМГ/АТ и гироскопы. Параметры предложенной системы подобраны исходя из минимума затрат топлива во время полета. Дополнительно рассмотрена возможность гравитационной угловой стабилизации около Земли, Венеры и Марса [5].

Проведен анализ динамических параметров УПК на основе разработанной редуцированной упруго-массовой модели. С помощью пакетов конечно-элементного моделирования MSC Patran SE и Ansys Mechanical SE исследованы различные варианты нагружения конструкции.

Реализация предлагаемой масштабной миссии предполагает использование нескольких ракет-носителей сверхтяжелого класса: «Великий поход 9» для выведения основного жилого модуля на орбиту и РН «Ангара А5» для остальных частей УПК. Сборка УПК выполняется на высоте 17000 км между радиационными поясами Земли, для достижения данной орбиты предлагается использование разгонный блок «КВТК». Старт миссии к Венере с учетом оптимальных по топливу затрат необходимо проводить с высоты 40000 км, для изменения параметров орбиты на данном этапе предлагается использовать транспортно-энергетический модуль.



Комплексная оценка реализуемости миссии показала несколько возможных «сценариев» использования подобных комплексов: полет в одну сторону до Марса, однократный перелет Земля-Венера-Марс-Земля и циклический маршрут Земля-Венера-Марс-Земля. Анализ показал, что для наиболее выгодного использования предложенную концепцию УПК необходимо модернизировать из одного «сценария» в другую, попутно усложняя и дорабатывая комплекс, а конечным этапом развития подобных проектов станет станция для добычи полезных материалов из астероидов. Для реализации данного проекта проведен анализ заинтересованных в реализации проекта сторон и выполнена оценка стоимости проекта.

В ходе работы коллективом студентов разработан концепт УПК, предназначенного для длительных полетов за пределами магнитного поля Земли. Рассмотрены основные вопросы проектного анализа миссии: возможные траектории УПК, проект комплекса (массовые сводки, объемные характеристики, энергопотребление, затраты топлива), ориентация и стабилизация комплекса во время выполнения миссии, робототехнические средства, системы обеспечения теплового режима, системы обеспечения жизнедеятельности, радиационная защита, возможные научные исследования. Выполнен анализ динамических параметров при различных вариантах нагружения конструкции и реализуемость создания комплекса в целом.

## Литература

- [1] Туманов А.В., Зеленцов В.В., Щеглов Г.А. *Основы компоновки бортового оборудования космических аппаратов*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2016.
- [2] Barmatz M. et al. Critical phenomena in microgravity: past, present, and future. *Reviews of modern physics*, 2007, vol. 79, no. 1, 1 p.
- [3] Kara Ü., Tekin H.O., Calik A. Performance of Boron-Carbide as Radiation Shielding. *Acta Physica Polonica A*, 128, B-335. <https://doi.org/10.12693/APhysPolA.128.B-335>
- [4] Пугаченко С.Е. *Расчет характеристик орбитальной станции*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2017, 128 с.
- [5] Симоньянц Р.П. *Методы пассивной ориентации и стабилизации космических аппаратов*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2015.

УДК 629.7

## Анализ исследований и компоновка специализированного модуля для пилотируемой межпланетной космической миссии

Раднаев Баир Аюшиевич<sup>1</sup>

radnolfr@gmail.com

Каменева Вероника Андреевна<sup>1</sup>

www.cereal\_girl@mail.ru

Игрицкий Владимир Александрович<sup>1</sup>

igritsky\_v\_a@bmstu.ru

Майорова Вера Ивановна<sup>1</sup>

mayorova@bmstu.ru

Гусева Наталья Анатольевна<sup>1</sup>

gusnatet@yandex.ru

Егорова Дарья Сергеевна<sup>1,2</sup>

laputok@gmail.com

Антонова Полина Павловна<sup>1</sup>

pollina.ant@gmail.com

Аксенова Софья Алексеевна<sup>1</sup>

sofa87516@gmail.com

<sup>1</sup> МГТУ им. Н.Э. Баумана<sup>2</sup> Филиал АО «ЦЭНКИ» — «НИИ ПМ им. академика В.И. Кузнецова»

*В работе представлен анализ экспериментов, ориентированных на специфические условия отсутствия магнитного поля Земли, для проведения на борту межпланетного космического комплекса. Проведен анализ потенциальных исследований, составлен набор требуемого оборудования и график проведения экспериментов экипажем на борту. Представлена компоновка исследовательского оборудования в специализированном модуле*

**Ключевые слова:** межпланетный перелет, исследовательский модуль, эксперименты в космосе, компоновка космических аппаратов

В рамках выполнения коллективного научного проекта «Разработка универсального пилотируемого комплекса для использования во время длительных полетов за пределами магнитосферы Земли» участниками Международной молодежной научной школы «Исследование космоса: теория и практика» был проведен анализ возможных исследований космического пространства, реализуемых на борту комплекса. Для оценки возможности выполнения научных экспериментов разработчики провели исследования уловимый, в которых станция выполняет перелет, что позволяет сформулировать требования к научной аппаратуре [1].

Отбор экспериментов осуществлялся по нескольким критериям.

Во-первых, была оценена актуальность исследований в сравнении с уже проведенными на борту Международной Космической Станции. Во-вторых, был осуществлен подбор универсальных инструментов, позволяющий использовать их для максимально количества запланированных экспериментов, что позволяет рационально использовать полезный объем комплекса. Среди множества экспериментов, проведенных российскими учеными, а также представителями других стран был сформирован список наиболее значимых исследований [2, 3].

Были отобраны те эксперименты, которые вызывают особый интерес для ученых в различных областях науки. Особое внимание уделено исследовани-

ям, направленным на изучение влияния магнитного поля Земли на процессы, протекающие в различных организмах: от растений и бактерий до мышей и людей. Были подняты вопросы изучения космической пыли в межпланетном пространстве уже существующими инструментами, а также рассмотрены вопросы радиационного излучения в специфических условиях.

В качестве прототипа модуля предлагаемой станции выбран модуль «Наука», который успешно выполняет свои функции в составе РС МКС [4]. Набор оборудования включает в себя все необходимые устройства для обеспечения научных исследований. Участниками была разработана концепция компоновки оборудования. Рассчитаны массы и объемы, занимаемые научной аппаратурой.

Участники проекта разработали двухгодичный план проведения экспериментов в зависимости от требуемого времени проведения и возможности проводить несколько исследований одновременно. Ориентировочный график занятости экипажа, исходя из расписания членов экипажа МКС, составлен таким образом, чтобы реализация исследований была завершена до следующей смены экипажа – раз 2 года.

Результаты экспериментов и исследований помогут лучше понять природу Солнечной системы, ее влияние на организмы, а также исследовать потенциальные проблемы, с которыми могут столкнуться экипажи будущих миссий во время длительного космического полета.

## Литература

- [1] Легостаев В.П., Марков А.В., Сорокин И.В. Целевое использования Российского сегмента МКС: значимые научные результаты и перспективы. *Космическая техника и технологии*, 2013, № 2.
- [2] Карабаджак Г.Ф., Пластинин Ю.А. Научно-прикладные исследования на борту Международной Космической Станции. *Космонавтика и ракетостроение*, 2010, № 4, с. 125–132.
- [3] Pellis N. R., North R. M. Recent NASA research accomplishments aboard the ISS. *Acta astronautica*, 2004, vol. 55, no. 3–9, pp. 589–598.
- [4] Gao M., Zhao G., Gu Y. Recent progress in space science and applications of China's space station in 2020–2022. *Chinese Journal of Space Science*, 2022, vol. 42, no. 4, pp. 503–510.

УДК 629.7

## Предложения по созданию конструкции универсального пилотируемого комплекса, предназначенного для длительных полетов за пределами магнитосферы Земли

Шмаков Иван Денисович<sup>1</sup>

ash.sentinel2050@gmail.com

Гришин Николай Александрович<sup>1</sup>

rawgloss@mail.ru

Игрицкий Владимир Александрович<sup>1</sup>

igritsky\_v\_a@bmstu.ru

Стрекопытов Василий<sup>2</sup>

vas1ly.strekopytov@yandex.ru

Томских Егор Сергеевич<sup>3</sup>

etomskikh02@gmail.com

<sup>1</sup> МГТУ им. Н.Э. Баумана<sup>2</sup> БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова<sup>3</sup> ПАО «Яковлев»

*В работе рассмотрены вопросы создания конструкции универсального пилотируемого комплекса (УПК) с радиационно-защищенным жилым модулем, предназначенным для транспортирования экипажей пилотируемых экспедиций к различным телам Солнечной системы, а также для регулярных полетов по маршруту Земля – Венера – Марс – Земля. Предложена возможная компоновка УПК, приведена последовательность его развертывания с применением разрабатываемых ракет-носителей, а также рассмотрены основные этапы ее эксплуатации*

**Ключевые слова:** исследование Марса, межпланетный перелет, Космическая станция, Исследование Венеры

В настоящее время актуальными становятся вопросы реализации межпланетных пилотируемых полетов к ближайшим планетам Солнечной системы [1]. На данный момент большинство предлагаемых миссий на Марс или Венеру рассматриваются как разовые, однако для дальнейшего развития пилотируемых программ по изучению данных планет рационально рассмотреть вариант циклически-курсирующего УПК.

В рамках Международной молодежной научной школы «Исследование космоса: теория и практика – 2023» (SDTP-2023), проведенной Учебно-научным молодежным космическим центром МГТУ им. Н.Э. Баумана в гибридном формате был выполнен междисциплинарный коллективный научно-технический проект «Разработка универсального пилотируемого комплекса для использования во время длительных полетов за пределами магнитосферы Земли». В ходе работы над проектом для обеспечения безопасной транспортировки экипажей в ходе межпланетных перелетов к различным небесным телам Солнечной системы авторами доклада предложена концепция создания многоцветного средства доставки — УПК, результаты проработки которой представлены в данной работе.

Одной из основных особенностей предлагаемого УПК является материал и способ сборки радиационной защиты обитаемого объема. Проведенные ис-

следования позволили подобрать радиационную защиту достаточно большой массы, которая может обеспечить практически неограниченное по времени безопасное пребывание экипажа на борту УПК. Рассчитанные параметры комплекса предусматривают наличие всего необходимого для длительного пребывания экипажа. При этом допустимое минимальное и максимальное расстояние от Солнца при таких перелетах будет определяться в основном характеристиками системы энергоснабжения (СЭС) и системы обеспечения температурного режима (СОТР), которые могут быть выполнены модульными за пределами обитаемого объема и частично заменяться в зависимости от цели полета без изменения основной конструкции УПК.

В рамках проекта оценивалась возможность УПК совершать межпланетные перелеты по маршруту Земля – Венера – Марс – Земля и, с учетом модификации ряда систем и поочередной смены экипажа, миссию можно повторять в течение всего срока активного существования. При этом, в связи с большой массой радиационной защиты предполагалось осуществление полета УПК без выхода на орбиты соответствующих планет, что может значительно уменьшить затраты на поддержание работы транспортной системы на основе УПК. Недостатком такого подхода является требование обеспечения повышенной надежности средств транспортирования экипажей между объектами напланетной или околопланетной космической инфраструктуры и УПК, поскольку в рассматриваемом случае имеется только одно стартовое окно для перелета подобных транспортных средств.

На борту УПК может находиться экипаж в 4-8 человек, данное число обуславливается условиями безопасности персонала, распределением его функций во время полета и возможными нештатными ситуациями в ходе выполнения напланетных миссий. Комплекс предлагается составить из четырех блоков:

- герметичный, включающий в себя постоянно обитаемый радиационно-защищенный жилой модуль (ЖМ);

- центральный отсек (ЦО) ферменного типа, выполняющей функции внешнего грузового отсека и несущей крепления элементов СЭС и основной СОТР;

- хвостовой отсек (ХО) ферменного типа с маршевой двигательной установкой (МДУ), сменными топливными баками и СОТР криогенных компонентов топлива;

- Узловые модули (УМ).

Развертывание УПК планируется осуществлять в несколько этапов с использованием ракет-носителей различных стран:

1. ЖМ в собранном виде без радиационной защиты выводится на орбиту высотой 17000 км посредством ракеты-носителя (РН) сверхтяжелого класса (СТК) “Чанчжэн-9” (КНР) [2].

2. Плиты радиационной защиты жилого модуля и робототехнический комплекс для сборки УПК доставляются с помощью РН “Ангара-А5”, раз-

гонного блока “Бриз-М” и запускаемого отдельно ядерного буксира ТЭМ [3]. Поскольку радиационная защита должна иметь значительную массу, в качестве альтернативного варианта изготовления плит предлагается использовать для их изготовления материалы вышедших из строя космических аппаратов, находящихся геостационарной орбите и на расположенных рядом орбитах захоронения. Такой подход потребует разработки специальных дополнительных аппаратов. Такой подход может обеспечить экономию в использовании ракет-носителей и внести существенный вклад в борьбу с космическим мусором на высоких орбитах. Кроме того, часть защиты может и должна быть собрана из продуктов длительного хранения и воды, что обеспечит надежность обеспечения этими ресурсами экипажей даже в случае не предусмотренных программой исследований длительных перелетов или, например, эвакуации дополнительных 4 человек с Марса.

3. ЦО и ХО доставляются с помощью серии запусков РН СТК Starship Superheavy (США) в расходуемой конфигурации [4].

4. Солнечные батареи и антенны, научный модуль, узловой а также грузовой модуль доставляются с помощью трех пусков РН “Ангара-А5В” [5] с РБ «КВТК» [6] с увеличенным в первом случае обтекателем.

5. Собранный УПК с помощью ядерного буксира “Зевс” переводится с орбиты высотой 17000 км на орбиту высотой 40000 км, на которой происходит отстыковка буксира. Затем производится доставка превого экипажа и МДУ УПК придается необходимый импульс для перелета к Венере.

При пролете мимо Венеры и Марса возможна реализация пилотируемых миссий на уже созданные базы [7]. По возвращению к Земле производится смена экипажа и доставка необходимых ресурсов для проведения следующей экспедиции, в том числе сменных баков с криогенными компонентами топлива, а при необходимости и других сменных модулей УПК, после чего цикл повторяется.

Проведенная международным коллективом проработка предложенной концепции показала, что реализация данного проекта возможна с использованием современных и находящихся на этапе разработки технологий, однако, требует значительных вложений со стороны нескольких государств. Предлагаемая концепция может существенно сократить последующие затраты на пилотируемые экспедиции на Марс, Венеру и малые тела Солнечной системы, а также укрепить международное сотрудничество.

## Литература

- [1] Daniluk A.Y., Klyushnikov V.Yu., Kuznetsov I.I., Osadchenko A.S. The past, present, and future of super-heavy launch vehicles for research and exploration of the Moon and Mars. *Solar System Research*, 2015, 49, pp. 490–499. <https://doi.org/10.1134/S0038094615070047>
- [2] Beil A. *How Chang Zheng 9 arrived at the “Starship-like” design*. Available at: <https://www.nasaspaceflight.com/2023/04/cz-9-update/> (accessed December 25, 2023).

- 
- [3] Ядерный «Нуклон» для космического «Зевса» проходит испытания. URL: <https://rg.ru/2021/06/15/reg-szfo/iadernyj-nuklon.html> (дата обращения 01.12.2023).
- [4] Wilken J., Sippel M., Berger M. Critical Analysis of SpaceX's Next Generation Space Transportation System: Starship and Super Heavy. *2nd International Conference on High-Speed Vehicle Science Technology (HiSST)*, Brügge, Belgien, 2022. URL: [https://elib.dlr.de/188531/1/HiSST-2022\\_Critical\\_Analysis\\_of\\_SpaceX%27s\\_Next\\_Generation\\_Space\\_Transportation\\_System\\_Starship\\_and\\_Super\\_Heavy.pdf](https://elib.dlr.de/188531/1/HiSST-2022_Critical_Analysis_of_SpaceX%27s_Next_Generation_Space_Transportation_System_Starship_and_Super_Heavy.pdf) (accessed December 25, 2023).
- [5] Володин Г.Г., Должанский Ю.М., Жарков Д.Е., Илингина А.В. Ракета-носитель «Ангара-А5В» («Ангара-А5ВМ») – перспективный проект российских носителей тяжелого класса. *Вестник «НПО «Техномаш»*, 2022, № 2, с. 13–16.
- [6] Иванов В.П., Партола И.С. Комбинированная система управления расходом топлива кислородно-водородного разгонного блока. *Вестник СГАУ*, 2011, № 3–1, с. 28–34.
- [7] Ishimatsu T. *Interplanetary trajectory analysis for 2020–2040 Mars missions including Venus flyby opportunities*. Thesis. Massachusetts Institute of Technology. URL: <https://dspace.mit.edu/bitstream/handle/1721.1/45216/302415124-MIT.pdf> (accessed December 25, 2023).

УДК 629.7

## Разработка силовой схемы конструкции универсального пилотируемого комплекса, предназначенного для длительных полетов за пределами магнитосферы Земли

Томаев Иван Ибрагимович

tomaevii@student.bmstu.ru

Каменева Вероника Андреевна

www.cereal\_girl@mail.ru

Майорова Вера Ивановна

mayorova@bmstu.ru

Игрицкий Владимир Александрович

igritsky\_v\_a@bmstu.ru

Широкова Дарья Денисовна

dashashir23@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

*В данной работе рассматривается разработка силовой схемы пилотируемого комплекса для длительных полетов за пределами магнитосферы Земли и методы ее силового анализа, основные особенности и трудности поставленной задачи. Предложены различные варианты реализации силовой схемы на основе рассмотрения прототипов. Разработана редуцированная упруго-массовая модель станции для анализа динамических параметров и верификации полученных результатов.*

**Ключевые слова:** конечно-элементное моделирование, силовая структура, пилотируемые комплексы, формы колебаний, динамика космических аппаратов, собственные частоты

В работе на основе компоновочной схемы пилотируемого комплекса, выполненной методами итеративного проектирования [1], в рамках Международной молодежной научной школы «Исследование космоса: теория и практика», был сформирован основной облик и требования к силовой конструкции универсального пилотируемого комплекса, предназначенного для длительных полетов за пределами магнитосферы Земли.

При рассмотрении вопроса, касающегося длительных полетов за пределами магнитосферы Земли, были выявлены следующие основные сложности при разработке силовой схемы комплекса.

Во-первых, радиационная защита пилотируемого комплекса, обладающая крайне низкой жесткостью, при больших затратах массы занижает показатели собственных частот, повышая опасность возникновения резонанса между конструкцией станции и двигательной установкой из-за возникающих пульсаций последней.

Во-вторых, стремление снизить массу комплекса, в первую очередь, отражается на снижении прочности и устойчивости силовой конструкции, а именно, из-за попыток повысить ее удельную жесткость относительно массы станции, что может привести к потере устойчивости и прочности ее несущих элементов.

С помощью пакетов конечно-элементного моделирования MSC Patran SE и Ansys Mechanical SE были разработаны следующие расчетные модели:



- 1) цилиндрической оболочки жилого модуля с повышенной радиационной защитой;
- 2) фермы крепления двигательной установки модульного разгонного блока;
- 3) упруго-массовой модели пилотируемого комплекса.

Были проведены статические расчеты перечисленных моделей, с целью определения форм и геометрических размеров элементов станции: толщин и типов поперечных сечений шпангоутов.

Динамические расчеты упруго-массовой модели станции позволили провести качественную оценку параметров силовой конструкции разрабатываемого комплекса. Однако для уменьшения затрат времени на расчет и его анализ были приняты некоторые упрощения: вместо трехмерных конечных элементов, протяженные участки пилотируемого комплекса были заменены на балочные модели с распределенными массами, моделирующими массу радиационной защиты; солнечные батареи, имеющие малую толщину, были представлены в виде плоских конечных элементов. Как результат, упрощение модели позволило использовать только плоские и балочные элементы, что упрощает вычисления без потери точности для первых пятидесяти тонов колебаний.

Разработанная конечно-элементная модель пилотируемого комплекса была верифицирована за счет сравнения собственных частот и форм колебаний с конечно-элементной моделью Международной Космической Станции (МКС). Для космических аппаратов, на низших тонах, в первую очередь, проявляются формы колебаний солнечных батарей, характерные собственные частоты которых  $\sim 0.01$  Гц [2].

Предложенная жесткая конструкция имеет более высокую удельную жесткость в силу уменьшения плотности спектра низших собственных частот, а возбуждение резонансных и автоколебательных процессов в системе становится менее вероятным, чем при исходном плотном спектре низших частот [3].

Стоит отметить, что основными источниками возбуждения колебаний в системе являются нагрузки от маршевого двигателя разгонного модульного блока, двигателей коррекции и стабилизации, а также силы, имеющей квазигармонический или вибрационный характер [4].

В работе был проведен анализ динамики конструкции, найдены собственные частоты и формы колебаний для редуцированной конечно-элементной модели. Сравнив частоты и формы колебаний предложенной жесткой конструкции с конструкцией МКС, можно сделать вывод, что собственные частоты имеют более низкий спектр частот, в среднем в 1,5...2,0 раза меньше, чем у МКС. Такой приближенный анализ свидетельствует о наличии излишней массы конструкции предлагаемого пилотируемого комплекса за счет излишней массы радиационной защиты.

**Литература**

- [1] Пугаченко С.Е. *Проектирование орбитальных станций. В 3 ч. Ч. 1. Общие вопросы проектирования орбитальных станций.* Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2011, 96 с.
- [2] Туманов А.В., Зеленцов В.В., Щеглов Г.А. *Основы компоновки бортового оборудования космических аппаратов.* Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2010.
- [3] Константинов И.А. *Строительная механика.* Москва, Проспект, 2014, 425 с.
- [4] Савельев Л.М. *Строительная механика летательных аппаратов.* URL: <https://gucont.ru/efd/230174> (дата обращения 12.07.2023).

УДК 629.7

## Разработка проектного предложения по обеспечению радиационной защиты и теплового режима универсального пилотируемого комплекса

Денисов Михаил Алексеевич<sup>1</sup>

mikdenisov@gmail.com

Майорова Вера Ивановна<sup>1</sup>

mayorova@bmstu.ru

Игрицкий Владимир Александрович<sup>1</sup>

igritsky\_v\_a@bmstu.ru

Вострикова София Сергеевна<sup>2</sup>

sofiavostrikova@yandex.ru

Мясищева Галина Романовна<sup>1</sup>

mgalya165@gmail.com

<sup>1</sup> МГТУ им. Н.Э. Баумана<sup>2</sup> ОАО «Туполев»

*В докладе рассмотрены вопросы разработки средств пассивной радиационной защиты пилотируемого комплекса, предназначенного для длительных полетов за пределами магнитосферы Земли. Рассматриваемый проект выполнен в рамках Международной молодежной научной школы «Исследование космоса: теория и практика – 2023» (SDTP-2023) и включает в себя вопросы оценки эквивалентной и поглощенной доз ионизирующего излучения для различных сценариев полета. Определены основные конструктивные параметры системы обеспечения теплового режима пилотируемого комплекса.*

**Ключевые слова:** орбитальная станция, радиационная защита, пилотируемый комплекс

Одним из наиболее важных направлений современной космонавтики является проработки пилотируемых миссий к небесным телам Солнечной системы. Подобные миссии отличаются высоким уровнем проработки и обширной предварительной отработкой комплекса сложных технических систем — производится отработка беспилотных комплексов и подготовка научно-технического задела.

При этом одним из основных ограничений времени пребывания человека вне радиационных поясов Земли является высокие уровни ионизирующего излучения. В связи с этим актуальной задачей становится разработка методов и проектов по снижению получаемой экипажем пилотируемых миссий дозой ионизирующего излучения.

В рамках Международной молодежной научной школы «Исследование космоса: теория и практика – 2023» (SDTP-2023), проведенной в гибридном формате Учебно-научным молодежным космическим центром МГТУ им. Н.Э. Баумана выполнен междисциплинарный коллективный научно-технический проект «...» с целью разработки пилотируемого комплекса для длительных миссий за пределами радиационных поясов Земли. Международным коллективом студентов изучена возможность использования различных материалов и методов активной и пассивной радиационной защиты и исследо-

ваны современные методы радиационной защиты, применяемые в различных отраслях техники. В настоящей работе рассмотрены вопросы проектирования радиационной защиты с потребным ослаблением первичной и вторичной доз эквивалентного и поглощенного ионизирующего излучения.

В рамках исследовательских работ в качестве радиационной защиты для пилотируемого комплекса рассматривались различные комбинации материалов, характеристики и коэффициенты ослабления. [1, 2].

Предложенное исполнение радиационной защиты для долгосрочных миссий на орбите Венеры представляет собой четырехслойный пакет, составленный из внешнего корпуса (алюминиевый сплав), насыщенного атомами водорода полимерного слоя (смесь полиэтилена и полиизобутилена), керамической прослойки из карбида бора, и тонкого слоя замедлителя вторичного (и нейтронного) излучения, представленного свинцом. Каждый элемент пакета обладает собственным набором функций и решает строго определенный спектр задач, связанный с обеспечением стабильного и долговечного ослабления проходящего через него ионизирующего излучения. Пакет радиационной защиты, построенный с использованием обозначенных в докладе материалов, повышает долговечность пакета защиты и дополнительно снижает воздействие широкого спектра вторичного излучения на персонаж пилотируемого комплекса.

Предлагаемая концепция радиационной защиты позволяет сократить эквивалентную дозу экипажа пилотируемого комплекса до значений, сопоставимых с облучением персонала группы А атомных электростанций (порядка 20 мЗв/год) [3].

В работе выполнены расчеты теплового баланса пилотируемого комплекса и определен состав и основные проектные характеристики системы обеспечения теплового режима. Расчет проводился итеративно на всем протяжении проработки комплекса в ходе летней школы, и включал в себя определение основных характеристик системы обеспечения теплового режима: энергопотребления, ожидаемых тепловых потоков, масс систем и подсистем, площади поверхности развешиваемых и корпусных теплообменников. Расчет проводился по методике [4].

Необходимо подчеркнуть возможность применения локальной радиационной защиты экипажа. Локальная защита должна применяться с учетом экранированности выделенных точек организма человека по ГОСТ 25645.203, материала и толщины защитного экрана, условий его использования. Средства локальной защиты должны сочетаться с оборудованием кабин и снаряжением космонавта и не препятствовать его деятельности. Локальная защита включает в себя как защиту рабочих мест, так и специализированные костюмы, предоставляющие защиту для точек туловища от излучения уровня солнечного. Примером таких костюмов может стать AstroRad – результат совместных разработок компании StemRad и корпорации Lockheed Martin. Костюм представляет собой профилированную носимую радиационную за-

щиту, изготовленную из полимера с высоким содержанием водорода, использование которого снижает эффекты от вторичной радиации, возникающей при прохождении частиц сквозь защиту [5].

Проведенные проектные работы позволили сформировать целостный облик пилотируемого комплекса и подтвердить теоретическую возможность построения и функционирования подобного комплекса. Результаты радиационного и теплового расчета показывают необходимость тщательного выбора плана миссии и эффективного использования поверхности комплекса.

## Литература

- [1] Guetersloh S., Zeitlin C., Heilbronn L.H., Miller J., Komiyama T., Fukumura A., Iwata Y., Murakami T., Bhattacharya M. Polyethylene as a radiation shielding standard in simulated cosmic-ray environments. *Nuclear Instruments and Methods in Physics Research Section B: Beam Interactions with Materials and Atoms*, 2006, 252, pp. 319–332. <https://doi.org/10.1016/j.nimb.2006.08.019>
- [2] Kara Ü., Tekin H.O., Calik A. Performance of Boron-Carbide as Radiation Shielding. *Acta Physica Polonica A*, 2015, 128.B-335. <https://doi.org/10.12693/APhysPolA.128.B-335>
- [3] *Нормы безопасности МАГАТЭ для защиты людей и охраны окружающей среды, общие требования безопасности, часть 3: Радиационная защита и безопасность источников излучения: международные основные нормы безопасности*. Международное агентство по атомной энергии, Вена, 2016.
- [4] Пугаченко С.Е. *Расчет характеристик орбитальной станции*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2017, 128 с.
- [5] *AstroRad Radiation Vest*. URL: <https://stemrad.com/astrorad-4/> (дата обращения 08.11.2023).

УДК 629.7

## О вопросах жизнеобеспечения экипажа в рамках пилотируемой миссии вне магнитного поля Земли

Денисов Михаил Алексеевич<sup>1</sup>

mikdenisov@gmail.com

Игрицкий Владимир Александрович<sup>1</sup>

igritsky\_v\_a@bmstu.ru

Майорова Вера Ивановна<sup>1</sup>

mayorova@bmstu.ru

Вострикова София Сергеевна<sup>2</sup>

sofiavostrikova@yandex.ru

<sup>1</sup> МГТУ им. Н.Э. Баумана<sup>2</sup> ОАО «Туполев»

*В докладе рассмотрены вопросы расчета проектных характеристик и разработки составных частей системы жизнеобеспечения с биологическими звеньями, предназначенной для длительных полетов за пределами магнитосферы Земли. Рассматриваемый проект выполнен в рамках Международной молодежной научной школы «Исследование космоса: теория и практика – 2023» (SDTP-2023) и включает в себя вопросы оценки массовых характеристик, потоков основных веществ и энергетические потоки, наблюдаемые в ходе жизненного цикла экипажа комплекса, животных и высших растений. Определены основные проектные параметры системы жизнеобеспечения экипажа пилотируемого комплекса, сделан вывод о возможности создания подобной системы на практике.*

**Ключевые слова:** система жизнеобеспечения, пилотируемая миссия

Один из наиболее важных вопросов современной космонавтики является вопрос о длительных пилотируемых миссиях к небесным телам Солнечной системы. В рамках Международной молодежной научной школы «Исследование космоса: теория и практика – 2023» (SDTP-2023), проведенной в гибридном формате Учебно-научным молодежным космическим центром МГТУ им. Н.Э. Баумана выполнен междисциплинарный коллективный научно-технический проект «Разработка универсального пилотируемого комплекса для использования во время длительных полетов за пределами магнитосферы Земли» с целью разработки пилотируемого комплекса для длительных миссий за пределами магнитного поля Земли. Возможность создания такого комплекса обусловлена общностью научных и инженерных задач, возникающих при организации пилотируемых полетов к планетам и астероидам, а также при длительном нахождении пилотируемых экспедиций на орбитах других планет и спутников. При этом универсальность такого комплекса позволит существенно упростить и удешевить выполнение последующего этапа освоения Солнечной системы, связанного, в том числе, и с проведением межпланетных пилотируемых экспедиций.

При выполнении проекта среди других задач международным коллективом студентов изучена возможность использования одной из современных регенерационных систем жизнеобеспечения (СЖО) с внедрением биологиче-

ской системы жизнеобеспечения (БСЖО). СЖО экипажа космического летательного аппарата является одним из важнейших условий успешного выполнения любой программы пилотируемой космонавтики. СЖО, основанные на запасах, не позволяют осуществить полет человека к другим планетам. Главной сложностью разработки СЖО при миссиях вне магнитного поля Земли является разработка полного регенерационного комплекса [1]. Решение этой проблемы осложняется ограниченным объемом герметичного пространства обитаемых отсеков космического аппарата, необходимостью обеспечения интенсивности процессов регенерации воды и кислорода и их реализации в условиях невесомости.

При рассмотрении природного биологического цикла можно выявить проблемы его применимости в космическом полете: указанный природный цикл требует притока лучистой энергии в размере порядка 25 кВт на одного человека, и при этом величина биологической массы существ может составлять до 3 тонн на человека [2].

Реализация полного биологического цикла на борту космического аппарата с помощью современных технологий не только достаточно трудна в силу несоизмерного возрастания массы комплекса, но и неэффективна по причине низкой удельной интенсивности и низкого энергетического КПД природных процессов (закон Линдемана [3] утверждает, что с одного трофического уровня на другой в биогеоценозе переходит порядка 10 % энергии). Тем не менее, возможно использовать сам принцип круговорота веществ для решения поставленных системам обеспечения задач как на основе чистых физико-химических методов регенерации веществ (применения запасов веществ в той или иной форме, использования регенеративных методов), так и замены части физико-химических составляющих систем жизнеобеспечения их биологическими аналогами, как будет показано в работе.

В настоящей работе рассмотрены вопросы проектирования СЖО, рассчитаны основные проектные характеристики системы: масса, основные реакции и энергозатраты составных частей системы. Проведен анализ основных вопросов обеспечения и повышения уровня замкнутости СЖО. Одним из способов повышения уровня замкнутости является использование элементов биологических подсистем, встроенных в основную СЖО. На основе экспериментальных данных систем «Витацикл», «Лада» и работ по анализу этих данных [4, 5] спрогнозированы основные проектные характеристики БСЖО с учетом числа членов экипажа пилотируемого комплекса.

Для обеспечения экипажа кислородом и водой были рассмотрены: система высокотемпературного электролиза диоксида углерода и воды с реакцией Будуара и система сбора конденсата человеческой влаги.

Процесс высокотемпературного электролиза диоксида углерода является более предпочтительным, так как получение части кислорода происходит без гидрогенизации диоксида углерода, осуществляется за один проход и исключает наличие метана в выбросах, приводящих в противном случае к загрязне-

нию оптических приборов пилотируемого комплекса.  $2\text{CO}_2 = 2\text{CO} + \text{O}_2$  (при 800...1000 С). В реакции Будуара  $2\text{CO} = \text{CO}_2 + \text{C}$  (с использованием катализатора) образуется легкоудаляемый углерод, и для его удаления требуются дополнительные массы оборудования. Выбранным катализатором является керамическая мембрана с тонким слоем пористой пластины, которая в то же время выполняет функцию электрода.

В ходе работы коллективом разработчиков подтверждена теоретическая возможность создания комплекса СЖО с элементами биологических систем жизнеобеспечения, рассчитаны их основные характеристики: массы, объемы, энергопотребления, приведенные массы. Полученные характеристики СЖО использованы в формировании массовой сводки пилотируемого комплекса для долговременных миссий за пределами магнитосферы Земли.

## Литература

- [1] Синяк Ю.Е. *Системы жизнеобеспечения обитаемых космических объектов (Прошлое, настоящее и будущее)*. URL: [http://www.imbp.ru/webpages/win1251/Science/UchSov/Docl/2008/Sinjak\\_speech](http://www.imbp.ru/webpages/win1251/Science/UchSov/Docl/2008/Sinjak_speech) (дата обращения 08.11.2023).
- [2] Беркович Ю.А., Кривобок Н.М. *Космические оранжереи: прошлое, настоящее и будущее*. Москва, Слово, 2005.
- [3] Вронский В.А. *Экология: Словарь-справочник*. Ростов-на-Дону, Феникс, 2002, 576 с.
- [4] Stafford K.W., Jerng L.N., Drysdale A.E., Maxwell S, Levri J.A., Ewert M.K., Hanford A.J. *Advanced Life Support Systems Integration. Modeling and Analysis Reference Missions Document*. JSC 39502, NASA. Houston, Texas, 2001.
- [5] Романов С.Ю., Гузенберг А.С., Рябкин А.М. Концепция комплекса систем жизнеобеспечения экипажей межпланетных экспедиций. *Космическая техника и технологии*, 2017, № 3 (18).



УДК 621.4

## К вопросу о математической модели ускорения рабочего тела в электротермическом ускорителе с дополнительным подводом энергии

Кондаков Егор Евгеньевич

kee18ea228@student.bmstu.ru

Аристархов Денис Андреевич

ada18ea133@student.bmstu.ru

Онуфриев Валерий Валентинович

onufryev@bmstu.ru

Ивашкин Анатолий Борисович

ivashkin@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

*Приведена методика расчета электротермического ускорителя (ЭТУ), позволяющая оценить геометрические параметры тепловой камеры, в которой достигается скорость звука без использования конфузорной части сопла. Показано, что в ЭТУ можно существенно изменить удельный импульс за счет подведенной к потоку тепловой мощности. Показано, что ЭТУ обладает наименьшей ценой тяги среди электроракетных ускорителей (ЭРУ). Проведено сравнение ЭТУ с электростатическими аналогами.*

**Ключевые слова:** температура, электротермический ускоритель, тепловая камера, удельный импульс, тяга, сопло

В настоящее время актуален вопрос об эффективности использования различных ускорителей для решения транспортных задач [1]. Электростатические ускорители обладают высокой ценой тяги (~160 Вт/г), требуют значительный вклад энергии, а также дорогостоящее топливо [2,3]. Переход от электростатических ускорителей к электротермическим, имеющим цену тяги порядка 50 Вт/г, позволит избавиться от указанных недостатков. Моделирование рабочего процесса в тепловой камере ЭТУ проводилось на основе модели А.В. Квасникова [4].

Исходными данными в модели являются температура и скорость рабочего газа в начальном сечении. В приведенной в [4] модели все параметры потока являются функцией числа Маха на входе в тепловую камеру, поскольку эта величина позволяет определить энергосодержание потока рабочего тела, входящего в нее. Зная энергосодержание, можно определить температуру и скорость потока, при которых в конце тепловой камеры постоянного сечения выполняется условие достижения скорости звука, что позволяет избавиться от конфузорной части камеры. В этих условиях геометрия ЭТУ представляет собой камеру постоянного профиля и расширяющееся сопло, аналогично предложенным в [4].

Модель ЭТУ с дополнительным подводом энергии в тепловом канале постоянного профиля выявила следующие особенности:

1) достижение скорости звука в камере происходит при меньших затратах энергии в случае меньших начальных температурах рабочего тела,

2) увеличение начальной скорости позволяет снизить затраты энергии при ускорении рабочего тела.

Особенность расчетов обусловлена многопараметрическим характером модели, поскольку в результате расчетов получаются зависимости, в которых, помимо ранее упомянутых, используются следующие параметры:

- 1) расход рабочего тела,
- 2) геометрия ускорительного канала,
- 3) удельный импульс и тяга ЭТУ.

Многопараметрический подход при моделировании позволяет получить массив характеристик ЭТУ. В результате расчетов было получено, что величину удельного импульса можно значительно повысить за счет вкладываемой в поток тепловой мощности. Если потоку рабочего тела для достижения скорости звука требуется большое количество мощности, то к моменту ее достижения газ будет обладать высокой температурой и скоростью, что положительно скажется на величине удельного импульса.

Исходя из анализа зависимости температуры в тепловой камере от подводимой к газовому потоку мощности можно сделать вывод о том, что значения удельных импульсов более 200 с достигаются при температурах, близких к критическим для конструкции электротермических ускорителей (более 2500 К).

Расчет термодинамических и газодинамических характеристик потока в тепловом канале показал, что в ЭТУ можно существенно увеличивать удельный импульс за счет вкладываемой в поток тепловой мощности, которая на порядок превышает данный показатель электростатических ЭРУ такого же уровня мощности. Сравнивая ЭТУ с электростатическими ускорителями, следует отметить, что значительная величина тяги ЭТУ (порядка 1 Н при мощности до 2 кВт), позволяет использовать данный тип ускорителя для обеспечения более быстрого решения ставящихся перед ним задач.

Приведенная методика позволила аналитически определить геометрические параметры ускорителя, а также его тяговые характеристики.

## Литература

- [1] Гусев Ю.Г., Пильников А.В. Роль и место электроракетных двигателей в Российской космической программе. *Электронный журнал «Труды МАИ»*, 2012, вып. № 60. URL: <https://mai.ru/publications/index.php?ID=35385> (дата обращения 15.11.2023).
- [2] Гришин С. Д. *Электрические ракетные двигатели*. Москва, Машиностроение, 1975.
- [3] Онуфриев В.В., Сидняев Н.И., Говор С.А. и др. Об энергетической эффективности электротермического двигателя с дополнительным подводом тепла для малого космического аппарата. *Известия Российской академии наук. Энергетика*, 2018, № 5, с. 92–100.
- [4] Квасников А.В. *Теория жидкостных ракетных двигателей*. Ленинград, Судпромгиз, 1959.

УДК 629.7

## Моделирование температурного поля цезий-бариевого триода при различных температурах катода

Завражин Владимир Александрович

zavrazhinva@student.bmstu.ru

Онуфриев Валерий Валентинович

onufryev@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

*В настоящее время для согласования электрических параметров источника энергии и потребителей целесообразно использовать цезий-бариевые триоды, которые обладают рядом преимуществ по сравнению с классическими твердотельными ключевыми элементами инверторов и модуляторов. В работе представлены результаты расчета теплового состояния цезий-бариевого триода цилиндрической геометрии, имеющим охлаждаемую сетку при температурах катода 1600...1800 К. Показано, что, при оптимальной температуре катода, обеспечивается наибольшая плотность термоэмиссионного тока и сравнительно низкая эмиссия электронов сетки.*

**Ключевые слова:** цезий-бариевый триод, инвертор, тепловая модель, управляемый вентиль

Цезий-бариевый триод – это газонаполненный триод, работающий в режиме кнудсеновской низковольтной дуги [1]. Цезий-бариевые триоды, реализующие полное сеточное управление током при высоких концентрациях плазмы и плотностях тока, разработаны для инвертирования низкого выходного напряжения постоянного тока энергоисточника [2].

Технические трудности реализации цезий-бариевых триодов в значительной мере связаны с проблемой обеспечения низкой эмиссионной способности сетки (неэмиттирующий электрод) [3]. Эмиссионная способность сетки в первую очередь зависит от температуры ее поверхности. В работе произведен расчет теплового состояния цезий-бариевого триода, в результате которого определен диапазон температур сетки, в котором она является неэмиттирующей.

По результатам моделирования определены температурные поля цезий-бариевого триода цилиндрической геометрии. Физическая модель цезий-бариевого триода включала в себя: полый цилиндрический катод, внутри которого была расположена спираль накаливания, обеспечивающая необходимую температуру катода, и, как следствие, необходимую плотность термоэмиссионного тока с катода. Сетка была выполнена крупноструктурной в виде полого соосного с катодом цилиндра, при этом на цилиндрической поверхности сетки равномерно расположены отверстия для протекания тока, сетка имеет геометрическую прозрачность сетки. Анод выполнен в виде полого соосного с этими электродами цилиндра, на внутренней части которого выполнены пазы для размещения тепловых труб, осуществляющих сброс тепла с сетки. Катод, сетка и анод выполнены из молибдена, спираль накаливания выполнена из вольфрама.

Для моделирования в качестве исходных данных заданы: ток разряда  $j_p = 2 \text{ А/см}^2$ , давление паров цезия  $p_{Cs} = 10^{-2}$  Торр и давление паров бария  $p_{Ba} = 10^{-4}$  Торр.

На основе рекомендаций [3] в качестве теплоносителя для тепловых труб выбран натрий. В качестве материала стенок и фитиля тепловых труб выбран ниобий [4]. Для учета теплофизических свойств тепловой трубы определена величина эквивалентной теплопроводности [4].

Модель включала перенос тепла следующими механизмами:

- 1) на катод тепло приходит излучением со спирали накаливания. С катода тепло уходит излучением на сетку и анод, а также электронным охлаждением;
- 2) на сетку тепло приходит в виде излучения с катода и анода, а также в виде электронного нагрева. С сетки тепло уходит с помощью тепловых труб;
- 3) на анод тепло приходит излучением с катода, а также в виде электронного нагрева. При этом анод отдает тепло излучением на сетку и на тепловые трубы, а также излучением с внешней поверхности в окружающее пространство.

Тепловой расчет выполнен в программном пакете Comsol Multiphysics. В программном пакете построена физическая модель цезий-бариевого триода. Для учета тепло- и электрофизических свойств материалов в программный пакет введены температурные зависимости некоторых физических величин (коэффициент теплопроводности, удельное электрическое сопротивление, теплоемкость и степень черноты) [5].

Для реализации лучистого теплообмена между элементами триода выбран модуль Surface-to-Surface Radiation. Для определения температурного поля элементов выбран модуль Heat Transfer in Solids. Для реализации механизма нагрева спирали накаливания выбран модуль Electric Currents, который совместно с модулем Heat transfer in Solids осуществляет джоулев нагрев.

На основании исходных данных определены величины тепловых потоков, обусловленных электронным нагревом (охлаждением) электродов, в соответствии с моделью электрической прозрачности [6]. Тепловые потоки в программном пакете Comsol Multiphysics заданы граничными условиями второго рода.

В модели пренебрегается потерями тепла в токоподводы. Не учитывается теплопроводность через пары цезия. Задание термоэлектронной эмиссии осуществляется только на цилиндрической поверхности катода, при этом плотность термоэмиссионного тока зависит только от температуры поверхности катода. Охлаждение сетки осуществляется с помощью тепловых труб, имеющими осевой тепловой поток  $q_{TT} = 100 \text{ Вт/см}^2$ .

По результатам теплового расчета было получено температурное поле всех элементов цезий-бариевого триода при температурах катода  $T_K = 1600 \dots 1800 \text{ К}$ . Температура сетки при этом находилась в диапазоне  $T_C = 710 \dots 920 \text{ К}$ , а температура анода  $T_A = 1100 \dots 1150 \text{ К}$ . Во всех температурных режимах температура сетки оказывалась ниже критической границы термоэмиссии по температуре.

Особенно стоит отметить режим, при котором температура катода  $T_K = 1700$  К. В этом режиме достигается максимум плотности термоэмиссионного тока ( $j_{TЭЭ} = 8,5$  А/см<sup>2</sup>), при этом температура сетки не превышает  $T_C = 800$  К. В этих условиях реализуется оптимальный режим работы триода, оптимальная плотность термоэмиссионного тока обеспечивает минимальное прямое падение напряжения на разряде, и, как следствие, больший КПД. При этих условиях температура сетки находится примерно на 200...300 К ниже границы термоэмиссии.

## Литература

- [1] Алексеев Н.И., Каплан В.Б., Марциновский А.М., Столяров И.И. Области существования режимов с аномально высокой скоростью генерации плазмы в сеточных ключевых элементах. *Журнал технической физики*, 1997, т. 67, № 6, с. 15–21.
- [2] Gijaznov G.M., Kaplan V.B., Martsinovsky A.M., Serbin Y.I., Yurjev V.G. *Thermionic inverter II IAEA Thermionic Converter Specialist Meeting*. Eindhoven, 1975.
- [3] Синявский В.В., Троицкий С.Р. Обзор поисковых исследований РКК «Энергия» по высокотемпературным системам преобразования напряжения электроракетного транспортного аппарата. *Космическая техника и технологии*, 2021, № 3 (34), с. 48–68.
- [4] Чи С. *Тепловые трубы: Теория и практика*. Москва, Машиностроение, 1981.
- [5] Рябикова С.В., ред. *Технология термоэмиссионных преобразователей*. Москва, Атомиздат, 1974.
- [6] Бакшт Ф.Г., Каплан В.Б., Костин А.А. и др. Исследование стационарного проводящего состояния сеточного ключевого элемента. *Журнал технической физики*, 1978, т. 48, № 11, с. 2273–2294.

УДК 533

## К вопросу о расчете потенциала стенки сопла твердотопливного ракетного двигателя вследствие электризации

Завражин Владимир Александрович

zavrazhinva@student.bmstu.ru

Филатов Сергей Игоревич

sergej.filatov.14@inbox.ru

Онуфриев Валерий Валентинович

onufryev@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

*Исследование процессов электризации двигателей является актуальной проблемой, решение которой позволит улучшить электрофизические параметры двигателей, избежать пробоев, паразитных утечек заряда и т.д. Одним из основных процессов возникновения потенциала на стенке сопла двигателя является амбиполярная диффузия, вызванная градиентом электронного давления вследствие их высокой подвижности. В работе представлена методика расчета напряжения в области двойного слоя и амбиполярной диффузии, и результаты расчетов. Определены величины напряжения по длине сопла и глубине пристеночного слоя. Расчеты выполнены тремя способами, результаты находятся в хорошем соответствии.*

**Ключевые слова:** плазма, амбиполярная диффузия, двойной слой, амбиполярный потенциал, потенциал на двойном слое

Ракетный двигатель твердого топлива относится к классу химических двигателей, в которых газообразное рабочее тело образуется в процессе сгорания твердого ракетного топлива. Химическая энергия топлива в процессе горения переходит в тепловую энергию (теплосодержание) продуктов сгорания, затем в сопле преобразуется в кинетическую энергию истекающего потока плазмы продуктов сгорания (ПС).

Вследствие высокой подвижности электронов в плазме ПС наблюдается радиальный отток их на стенку сопла, это приводит к образованию плавающего потенциала на стенке (объемный заряд электронов на стенке ускоряет из объема ионы и тормозит электроны, в результате возникает поток частиц с одинаковыми скоростями – амбиполярная диффузия). Вследствие этого процесса возникает электрическое поле в области у стенки, которое препятствует разделению зарядов: градиент электронного давления уравнивается полем от плавающего потенциала. Таким образом, возникает процесс электризации стенки сопла двигателя.

В работе рассмотрены термодинамические характеристики потока и электризация стенки вследствие амбиполярной диффузии. В качестве исходных данных задано твердое топливо (ПХА/НТРВ/Al), давление в камере сгорания 4,5 МПа, геометрия закритической части сопла. Расчет термо- и газодинамических характеристик потока, его фазового состава (давление, температура, скорость, а также равновесные концентрации заряженных и нейтральных ча-

стиц в различных сечениях сопла) выполнены с помощью программного пакета TERRA [1]. Расчеты выполнены с шагом 0,1 м вдоль оси сопла.

По результатам расчета равновесного состава компонент продуктов сгорания с помощью программного пакета TERRA определены основные ионы, которые в дальнейшем учитывались при расчете потенциала: хлора  $\text{Cl}^-$  и алюминия  $\text{Al}^+$ , а также электроны  $e^-$ .

На основе модели, предложенной в [2], проведен расчет амбиполярного потенциала в приближении постоянства температур и концентрация в ядре потока. Для расчета изменения амбиполярного потенциала по глубине двойного слоя используется величина радиуса Дебая и значение потенциала в данном сечении [2]. Результаты расчета показали, что радиус Дебая в рассматриваемых сечениях лежит в пределах от 0,15 до 5,07 мкм, а потенциал на двойном слое изменяется от  $-1,69$  до  $-1,23$  В.

С помощью программного пакета ANSYS Fluent [3] получено радиальное распределение температуры компонент потока ПС в пристеночной области сопла. Полученные данные были линейно аппроксимированы с помощью программного пакета MathCAD и использованы для определения концентрации заряженных частиц по сечению. Эти данные использовались для расчета амбиполярного потенциала вторым способом.

Третий способ расчета амбиполярного потенциала основан на использовании химической реакции продуктов сгорания с целью получения констант, которые определяют скорости процессов ионизации и рекомбинации заряженных частиц. Расчет констант скорости ионизации и скорости рекомбинации проведен на основе модели и методик [4, 5]. На основе полученных результатов реализовано дифференциальное уравнение диффузии в амбиполярном слое [2], которое решалось численными методами помощью программного комплекса MathCAD. По результатам решения дифференциального уравнения получено распределение концентрации заряженных частиц в амбиполярном слое, а также определена его толщина всех интересующих нас сечений сопла.

По полученным распределениям концентрации заряженных частиц в пристеночной области сопла построено распределение амбиполярного потенциала для всех рассматриваемых сечений [2]. Падение напряжения, обусловленное амбиполярной диффузией, в критическом сечении сопла составляло  $-2,56$  В, а срезе сопла  $-1,79$  В.

По результатам работы получено распределение потенциала в двойном слое, распределение концентрации в пристеночной области сопла и, соответственно, распределение амбиполярного потенциала также в пристеночной области сопла. Расчеты проведены для 6 различных сечений закритической части сопла. Результаты численных расчетов аппроксимированы и построены в программном пакете Microsoft Excel.

*Работа выполнена при поддержке Проекта № 0705-2020-0044  
фундаментальных научных исследований Минобрнауки РФ.*

## Литература

- [1] Трусов Б.Г. *TERRA — Моделирование фазовых и химических равновесий*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2013.
- [2] Митчнер М., Кругер Ч. *Частично ионизованные газы*. Москва, Мир, 1976, 496 с.
- [3] Шаблий Л.С., Кривцов А.В., Колмакова Д.А. *Компьютерное моделирование типовых гидравлических и газодинамических процессов двигателей и энергетических установок в ANSYS Fluent*. Самара, Самар. ун-т, 2017, 108 с.
- [4] Swihart M.T., Catoire L., Legrand B. et al. Rate constants for the homogeneous gas-phase Al/HCl combustion chemistry. *Combustion and Flame*, 2003, no. 132, pp. 91–101.
- [5] Andreatza C.M., de Almeida A.A., Vichiatti R.M. Formation of AlCl by radiative association. *Monthly Notices of the royal astronomical society*, 2018, no. 477, pp. 548–551.



УДК 629.7.064.55

## Исследование теплового состояния термоэмиссионного диода с электронагревом

Филатов Сергей Игоревич

sergej.filatov.14@inbox.ru

Онуфриев Валерий Валентинович

onufryev@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

*Как известно, одним из методов прямого преобразования тепловой энергии в электрическую энергию является метод термоэмиссионного преобразования энергии. По сравнению с другими методами преобразования тепловой энергии в электрическую, термоэмиссионный метод имеет ряд преимуществ: он позволяет создавать устройства без движущихся частей с возможностью эксплуатации без систематического обслуживания. В данной работе представлены результаты теплового расчета термоэмиссионного диода с косвенным подогревом от спирали накала с цезий-бариевым наполнением и цилиндрической геометрии при заданном токе, протекающем через зазор, параметрах теплофизического состояния (давление паров цезия и бария).*

**Ключевые слова:** термоэмиссионный диод, тепловая модель, термоэлектронная эмиссия, анод, катод

Термоэмиссионный метод основан на явлении термоэлектронной эмиссии, а простейший термоэмиссионный преобразователь подобен обычному радиотехническому диоду [1].

Термоэмиссионный преобразователь – это диод, который имеет горячий катод (эмиттер электронов) и холодный анод (коллектор электронов) [2]. Работа его основана на использовании двух эффектов – термоэлектронная эмиссия и контактной разности потенциалов. Контактная разность потенциалов возникает между двумя разнородными телами, которые электрически соединены между собой [3].

В работе проведен тепловой расчет термоэмиссионного диода цилиндрической геометрии с косвенным подогревом от спирали накала. Физическая модель термоэмиссионного диода состоит из: полого цилиндрического катода, толщина которого составляет 1 мм, длина 200 мм; спирали накаливания, расположенной внутри катода, которая обеспечивает необходимую температуру катода, и плотность термоэмиссионного тока с его поверхности; анода выполненного в виде полого цилиндра, толщина которого 1 мм, длина 200 мм. Катод и анод выполнены из молибдена и расстояние между ними составляет  $\Delta_{\text{МЭЗ}} = 0,2$  мм, спираль накаливания выполнена из вольфрама. Расчет теплового состояния диода проведен при следующих исходных данных: ток диода  $j_p = 2$  А/см<sup>2</sup>, давление пара цезия  $p_{\text{Cs}} = 10^{-2}$  Торр, давление пара бария  $p_{\text{Ba}} = 10^{-3}$  Торр. Тепловой поток от спирали в катод составил  $q_s = 10 \dots 30$  Вт/см<sup>2</sup>.

При выполнении теплового расчета термоэмиссионного диода были учтены следующие механизмы переноса тепла:

– на катод тепло приходит излучением со спирали накаливания. С катода тепло уходит излучением на анод, а также электронным охлаждением;

– на анод тепло приходит излучением с катода, а также в виде электронного нагрева (излучением).

– теплоотвод был задан излучением с поверхности анода.

С помощью программного пакета *Comsol Multiphysics* проведено моделирование теплового состояния термоэмиссионного диода цилиндрической геометрии с электронагревом.

При тепловом расчете были приняты следующие допущения:

1) в модели не учитывались потери тепла в токоподводы;  
2) в работе исследуется лабораторная модель термоэмиссионного диода, поэтому в качестве с окружающей средой взаимодействие осуществляется лучистым теплообменом;

3) в силу низкого давления паров цезия, в математической модели не учитываются тепловые потоки за счет теплопроводности пара цезия и бария.

С учетом приведенных допущений и ограничений и данных [4], в программный пакет *Comsol Multiphysics* были введены температурные зависимости теплофизических и электрофизических свойств материалов (теплопроводность, удельное электрическое сопротивление, теплоемкость, степень черноты).

Для определения температурного поля элементов был выбран и использован расчетный модуль *Heat Transfer in Solids*. Для расчета теплообмена между элементами диода был выбран и использован модуль *Surface-to-Surface Radiation*, необходимый для реализации расчета лучистого теплообмена. Для расчета механизма нагрева спирали накаливания был использован расчетный модуль *Electric Currents*, который совместно с модулем *Heat transfer in Solids* создает механизм джоулева нагрева [5].

По результатам теплового расчета был проведен анализ теплового состояния термоэмиссионного диода. Расчетным путем было установлено, что при заданных исходных данных и протекаемом токе в диоде температурный диапазон составил: для катода  $T_K = 1600...1920$  К и, соответственно, для анода  $T_A = 790...1000$  К.

## Литература

- [1] Ушаков Б.А., Никитин В.Д., Емельянов И.Я. *Основы термоэмиссионного преобразования энергии*. Москва, Атомиздат, 1974, 288 с.
- [2] Квасников Л.А., Кайбышев В.З., Каландаришвили А.Г. Рабочие процессы в термоэмиссионных преобразователях ядерных энергетических установок. Москва, МАИ, 2001, 208 с.
- [3] Щербинин П.П. *Термоэмиссионные преобразователи*. Москва, ВИНТИ, 1981, 114 с.
- [4] Рябиков С.В., ред. *Технология термоэмиссионных преобразователей*. Москва Атомиздат, 1974, 232 с.
- [5] Полоус М.А., Ярыгин В.И. Методика трехмерного расчета выходных характеристик экспериментального термоэмиссионного преобразователя. *Научно-технический вестник Поволжья*, 2012, № 2, 121 с.

УДК 621.4

## Расчет параметров неравновесной плазмы в канале электродугового ускорителя

Аристархов Денис Андреевич

ada18ea133@student.bmstu.ru

Кондаков Егор Евгеньевич

kee18ea228@student.bmstu.ru

Онуфриев Валерий Валентинович

onufryev@bmstu.ru

Ивашкин Анатолий Борисович

ivashkin@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

*Рассмотрена одномерная модель термохимически неравновесной водородной плазмы асимптотического участка дугового разряда в канале электродугового ускорителя при дозвуковом течении плазмы. На основе уравнений химических реакций в водородной плазме получены константы химических реакций, константы равновесия и радиальные распределения равновесных и неравновесных концентраций атомов, молекул, ионов водорода и электронов в поперечном сечении канала электродугового ускорителя. Сделаны выводы о влиянии химической неравновесности на параметры плазмы.*

**Ключевые слова:** космический аппарат, электродуговой ускоритель, неравновесная плазма, электродуговой канал, водородный дуговой разряд, распределение концентрации частиц

В качестве маршевого ускорителя для задачи довыведения космического аппарата с точки зрения оптимальной цены тяги и удельной энергетической массы выгоднее использовать электродуговой ускоритель по сравнению с электростатическим ускорителем [1, 2]. Для расчета электрических и теплофизических параметров водородной плазмы дугового разряда в канале электродугового ускорителя необходимо знать распределение концентраций атомов, молекул, ионов водорода и электронов в поперечном сечении канала. Вычисление распределения концентраций частиц позволяет выполнить теория расчета химически неравновесной плазмы дугового разряда [3].

Созданная математическая модель [4] позволяет в одномерном приближении вычислять распределения концентраций частиц в водородной дуге с учетом неравновесности проходящих в ней следующих химических реакций:

- 1) рекомбинация атомов и молекул водорода;
- 2) диссоциация молекул водорода атомами и молекулами;
- 3) диссоциация электронным ударом;
- 4) фоторекомбинация ионов водорода;
- 5) ионизация атомов водорода.

Были найдены распределения равновесных концентраций атомов, молекул, ионов водорода и электронов путем вычисления констант равновесия для данных реакций [5], вычислены распределения неравновесных концентраций, используя константы химических реакций рекомбинации, фоторекомбинации диссоциации атомом, молекулой и электронным ударом и иони-

зации. В качестве начальных данных принимался радиус канала  $r = 2,5$  мм, распределение температуры тяжелых частиц водорода и электронов в канале из решения уравнения Эленбааса — Геллера [6] и начальные концентрации электронов, атомов и молекул на оси канала в соответствии с температурой водорода на оси [6]. Давление водорода  $p = 3 \cdot 10^5$  Па.

Получив распределения равновесных концентраций и констант химических реакций по сечению канала, было найдено неравновесное распределение концентраций частиц путем решения методом Рунге — Кутты на ЭВМ системы дифференциальных уравнений диффузионных потоков частиц [3]. Было получено радиальное распределение степени ионизации и величины электронного и ионного тока в сечении канала.

Равновесная концентрация молекул  $n_{m,равн}$  на оси составляла  $10^{24}$   $1/м^3$ , атомов  $n_{a,равн} = 3 \cdot 10^{22}$   $1/м^3$ , электронов и ионов  $n_{e,равн} = n_{i,равн} = 3 \cdot 10^{22}$   $1/м^3$ . Распределение концентрации атомов носило падающий линейный характер и падало до  $10 \cdot 21$   $1/м^3$ . Распределение концентрации молекул носило экспоненциально-возрастающий характер с  $10^{24}$  до  $2 \cdot 10^{25}$   $1/м^3$ . Распределение концентрации ионов и электронов было схоже распределению атомов.

Неравновесная концентрация молекул  $n_m$  на оси составляла  $3 \cdot 10^{20}$   $1/м^3$ , атомов  $n_a = 3 \cdot 10^{23}$   $1/м^3$ , электронов и ионов  $n_e = n_i = 2,8 \cdot 10^{23}$   $1/м^3$ . При этом их распределения носили сложный нелинейный характер. Распределение концентрации атомов имело криволинейный вид с экстремумом в  $10^{25}$   $1/м^3$  на расстоянии  $0,8r$  от оси канала, где температура составляла около 1000 К, после чего концентрация атомов резко падала до  $10^{23}$   $1/м^3$ . График зависимости концентрации молекул от радиуса линейно уменьшался при отдалении от оси, но преодолев предполагаемую границу плазменной дуги, соответствующей  $0,5r$ , начал быстрый рост до  $10^{25}$   $1/м^3$  у стенки канала. График распределения концентрации электронов и ионов в полулогарифмических координатах имел падающий криволинейный характер с падением величины концентрации до  $10^{21}$   $1/м^3$  у стенок с ростом скорости падения на расстоянии от оси  $0,6r$ .

Распределение степени ионизации плазмы носило экспоненциально-падающий характер. На оси степень ионизации составила 0,5. На расстоянии от оси  $0,8r$  значение степени ионизации приблизилось к нулю.

Полученные неравновесные распределения концентраций частиц в плазменном дуговом канале существенно отличаются от их равновесных распределений, что подтверждается в работах [3,4]. Результаты неравновесного расчета позволяют определить притоки химических энергий в дуговом разряде, связанные с рекомбинацией, диссоциацией и ионизацией частиц, что позволяет более корректно оценить теплообмен в проходящем через дугу рабочем газе, что необходимо при проектировании электродугового ускорителя.

## Литература

- [1] Гусев Ю.Г., Пильников А.В. Роль и место электроракетных двигателей в российской космической программе. *Труды МАИ*, 2012, № 60. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=35385> (дата обращения 15.11.2023).
- [2] Ивахненко С.Г. *Введение в конструирование космических аппаратов*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2019, 157 с.
- [3] Назаренко И.П., Никритюк П.А. Расчет характеристик водородной дуги с учетом термохимической неравновесности. *ТВТ*, 1998, т. 36, вып. 5, с. 693–699.
- [4] Назаренко П., Никритюк П.А. Влияние диаметра дугового канала на переносные свойства водородной электродуговой плазмы. *ТВТ*, 2003, т. 41, вып. 3, с. 342–346.
- [5] Назаренко И.П., Никритюк П.А. Влияние термохимической неравновесности на состав водородной электродуговой плазмы. *ТВТ*, 2002, т. 40, вып. 6, с. 861–866.
- [6] Глушко В.П., Гурвич Л.В., Вейц И.В., Медведев В.А. и др. *Термодинамические свойства индивидуальных веществ. Справочное издание. В 4 т. Т. 1. Кн. 1*. Москва, Наука, 1978, 496 с.

УДК 533.932

## К вопросу влияния свойств резонансного разрядного контура на параметры плазмохимического реактора

Кузнецов Артемий Георгиевич

tyomyc@mail.ru

Шарапов Николай Алексеевич

nash1257@yandex.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

*Исследование свойств импульсного высокочастотного разряда и факторов, влияющих на эффективность протекания процессов в нем, является важной исследовательской задачей, решение которой позволит создавать плазмохимические реакторы (ПХР) с малым потреблением мощности, но, вместе с тем, с большим выходом продуктов реакции. В данной работе представлены результаты исследования плазмохимических и энергетических параметров, полученных в плазмохимическом реакторе, используемом для генерации монооксида азота NO на основе квазистационарных импульсных разрядов в воздухе. Показано изменение концентрации моно- и диоксида азота при вариации вводимой в разряд энергии при фиксированном расходе газа.*

**Ключевые слова:** монооксид азота, неравновесная плазма, импульсный высокочастотный разряд, разряд атмосферного давления

Монооксид азота — бесцветный газ, умеренно растворимый в воде, легко окисляемый кислородом воздуха. Данный газ применяется в технологии для получения азотной и азотистой кислот, как окислитель для ракетного топлива, а также в медицине [1–4]. Наиболее эффективным, по нашему мнению, способом получения NO из воздуха является генерация его в ПХР с использованием термически неравновесной плазмы, получаемой в единичных импульсных разрядах. Меняя частоту повторения данных импульсов, можно в широких пределах изменять количество получаемого в ПХР продукта.

В зависимости от уровня, вида, временного распределения энергии во время действия импульса, получается тот или иной тип протекания реакции. Также выход NO зависит от таких вещей, как конструкция ПХР, расход воздуха и частота повторения импульсов. В результате, при нахождении оптимальных соотношений данных параметров возможно создание ПХР с максимальной эффективностью.

В работе описан экспериментальный стенд для исследования энергетических и выходных характеристик ПХР и результаты экспериментов. В качестве плазмообразующего газа использовался воздух.

Экспериментальный стенд состоял из источника постоянного напряжения 24 В, импульсного генератора, который генерировал импульсы с заданной частотой повторения, энергией и длительностью, импульсного трансформатора, формировавшего высоковольтные импульсы напряжения, а также разделительного конденсатора. Форма и частота колебаний, возникающих в разрядном контуре, определялись колебательным контуром, образованным

индуктивностью вторичной обмотки трансформатора, разделительным конденсатором и разрядной камерой.

Для контроля расхода газа использовался электронный ротаметр АWM5101VN, а для его регулировки использовался регулировочный вентиль ротаметра РМ-А-0,063 ГУЗ. Давление в системе обеспечивалось стационарным компрессором УК25-1,6М. На выходе из ПХР проводилось измерение концентраций NO, а также диоксида азота NO<sub>2</sub>, образующегося преимущественно в результате окисления NO в кислородной среде, с помощью газоанализатора ОПТИМА 7.

Для охлаждения устройства использовался радиатор, пристыковывающийся к анодному узлу. После сборки устройства выставлялся расход газа, который в экспериментах составлял 1...3 л/мин, после чего зажигалась дуга и снимались данные. Расстояние между катодом и анодом в ПХР могло изменяться в пределах 5...10 мм.

С помощью датчиков тока на первичной и вторичной сторонах трансформатора были получены осциллограммы напряжения и тока. По ним определялся ток накачки контура, время горения разряда, а также амплитуда напряжения пробоя. Согласно этим данным, при токе накачки контура 35 А с индуктивностью первичной обмотки трансформатора, равной  $30 \cdot 10^{-6}$  Гн, вложенная энергия равна 18,4 мДж, а при частоте повторения импульсов 2,5 кГц средняя мощность, вводимая в разрядный контур, составляет примерно 50 Вт.

В проведенных ранее исследованиях в широком диапазоне повторения импульсов [5] было обнаружено, что в определенных диапазонах частот существует локальное отклонение зависимости концентраций NO и NO<sub>2</sub> от линейного закона. Для детального изучения данных диапазонов частот были проведены дополнительные эксперименты, в которых был досконально изучен участок от 2,5 до 2,75 кГц с шагом 10 Гц.

По результатам экспериментов были построены графики зависимости концентраций NO и NO<sub>2</sub> от частоты повторения импульсов, а также зависимость отношения концентрации NO к NO<sub>2</sub>. Результаты аппроксимированы и построены в программном пакете «MathCAD».

По данным зависимостям видно, что в данном диапазоне существует частота, в которой происходит локальное увеличение концентрации NO и NO<sub>2</sub>, но вместе с тем в этой точке достигается минимальное отношение концентраций NO к NO<sub>2</sub>. Предположительно, такое поведение возникает из-за волновых свойств разрядного контура, а именно из-за характеристического волнового сопротивления разрядной системы.

## Литература

- [1] Peng Sun, Jie Pan, Ye Tian et al. Tooth Whitening With Hydrogen Peroxide Assisted by a Direct-Current Cold Atmospheric-Pressure Air Plasma Microjet. *IEEE Transactions on plasma science*, 2010, vol. 38, no. 8.

- 
- [2] Васильева Т.М. Получение биоактивных соединений и материалов на основе процессов, стимулированных пучково-плазменным воздействием на вещество. Автореф. дис. ... д-ра техн. наук. Москва, 2016, 49 с.
- [3] Ghaffari A., Neil D.H., Ardakani A., Road J., Ghahary A., Miller C.C. A direct nitric oxide gas delivery system for bacterial and mammalian cell cultures. *Nitric oxide: Biol. Chem.*, 2005, vol. 12, pp. 129–140.
- [4] Braeunig R.A. *Rocket Propellants*. Basics of Space Flight, Rocket & Space, Technology, 2008.
- [5] Шарапов Н.А., Чуканов В.И., Дистанов Р.Р. и др. Исследование воздушного плазмохимического реактора для нового медицинского аппарата. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2013, вып. 10. URL: <http://engjournal.ru/catalog/machin/plasma/1028.html> (дата обращения 15.11.2023).



УДК 533

## Влияние материала полимера на характеристики импульсного разряда

Федорова Дарья Константиновна

fedorovadk@bmstu.ru

Егошин Денис Андреевич

eda18ea189@student.bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

*В работе рассматривается влияние материала рабочего тела абляционного импульсного плазменного ускорителя на единичный импульс силы. Было испытано десять полимерных материалов: поликарбонат, полиацеталь POM-C и POM-H, полиэтилен, поливинилхлорид, полипропилен, капролон, оргстекло, полиуретан и фторопласт-4. На основании проведенных экспериментов было установлено, что наименьший единичный импульс соответствует фторопласту-4, а наибольший полипропилену.*

**Ключевые слова:** полимеры, импульсный разряд, фторопласт-4, абляция, малая мощность

В наши дни импульсные разряды получили широкое распространение в различных областях: диагностическое оборудование, инициация процессов горения и системы управления [1, 2]. Одним из распространенных устройств для генерации таких разрядов является абляционный импульсный плазменный ускоритель (АИПУ).

Принцип работы такого ускорителя заключается в генерации малых сгустков плазмы и их последующем ускорении. АИПУ состоит из двух электродов, рабочего тела и системы инициации разряда. В результате срабатывания системы инициации разряда в межэлектродный зазор (ускорительный канал) подается затравочная плазма, понижая диэлектрическую прочность промежутка, в следствии чего происходит пробой между основными электродами. Энергия выделяемая вследствие горения основного разряда расходуется на абляцию рабочего тела, ионизацию образовавшихся паров и их последующее ускорение в самосогласованном магнитном поле.

Рабочее тело АИПУ — твердый диэлектрик, в качестве которого обычно используются полимеры. Это позволяет использовать более простую конструкцию системы подачи рабочего тела, по сравнению с импульсными плазменными ускорителями, работающими на газообразных веществах. В большинстве случаев в качестве диэлектрического материала рабочего тела используется фторопласт-4. Однако вследствие применения органических соединений в качестве рабочего тела возникает проблема образованию углеродной пленки на поверхностях электродов и полимера — науглероживание. Образованная пленка, являясь токопроводящей, может привести к короткому замыканию и, в последствии выходу ускорителя из строя. Другое негативное последствие процесса науглероживания —

снижение вкладываемой в разряд энергии, поскольку углеродная пленка может приводить к утечкам тока.

На данный момент существует несколько методов решения данной проблемы. Одним из подходов является разработка специальной системы питания путем подбора определенных электротехнических характеристик разрядного контура, при которых углеродная пленка будет образовываться в меньших количествах. Также возможна модификация системы управления путем включения в нее алгоритма периодической подачи импульса повышенного напряжения (от 10 кВ) с целью очистки поверхности рабочего тела [3], однако такой подход требует модификацию разрядного контура для соответствия правилам техники безопасности.

С точки зрения конструкции возможно изготовление ускорительного канала с двумя ступенями: испарительной и ускорительной, что позволит увеличить количество ускоряемого в виде плазмы материала и соответственно уменьшить количество осаждаемого на стенки углерода [4]. Недостатком такого подхода является увеличенные габариты, повышенная сложность конструкции и системы управления. Также проблему можно решить подбором альтернативного рабочего тела, что позволит уменьшить степень науглероживания при сохранении габаритов устройства, системы питания и системы управления.

Для реализации вышеописанных вариантов была создана экспериментальная установка, и проведена серия испытаний с целью сравнения фторопласта и других диэлектрических материалов в качестве рабочего тела для АИПУ. Испытано десять полимерных материалов: поликарбонат, полиацеталь ПОМ-С и ПОМ-Н, полиэтилен, поливинилхлорид, полипропилен, капролон, оргстекло, полиуретан и фторопласт-4. Во время эксперимента измерялись ток и напряжения разряда, а также отклонение баллистического маятника. По нему рассчитывался единичный импульс силы ускорителя для каждого рабочего тела. Энерговклад в разряд составлял от 2,5 до 10 Дж, площадь поверхности рабочего тела оставалась неизменной и равнялась 1,26 см<sup>2</sup>, время разряда составляло порядка 10 мкс. Для исключения случайных погрешностей для каждого рабочего тела и каждого энерговклада производилось по 10 разрядов, после чего полученные значения усреднялись для получения одного числа.

Полученные данные позволяют сделать следующие выводы. Фторопласт обладает самым низким единичным импульсом силы среди всех рабочих тел ( $35 \pm 6$  мкН · с), и данная тенденция прослеживается для всех значений энерговклада в разряд. Самый большой единичный импульс силы наблюдается при использовании полипропилена и составляет  $48 \pm 7$  мкН · с. Кроме того, науглероживание в большей степени проявляется на фторопласте, в меньшей степени на других рабочих телах, наименее выражено на полиуретане и поликарбонате. Также замечено, что единичный импульс силы, рассчитанный с помощью осциллограммы разрядного тока, примерно одинаков для всех

рабочих тел, в то время как импульс силы, измеренный с помощью маятника, заметно отличается.

*Особую благодарность авторы доклада выражают  
Павлову Алексею Вячеславовичу и Телеху Виктору Дмитриевичу.  
Работа выполнена на уникальной научной установке (УНУ) «Пучок-М»  
МГТУ им. Н.Э. Баумана.*

## **Литература**

- [1] *Present and Future of Pulsed Plasmas: Fundamentals and Applications*. URL: <https://www.frontiersin.org/research-topics/57038/present-and-future-of-pulsed-plasmas-fundamentals-and-applications#overview> (дата обращения 18.10.2023).
- [2] Shumeiko A.I., Telekh V.D., Mayorova V.I. *Acta Astronautica*, 2022, vol. 191, pp. 431–437.
- [3] Вершинин Ю.Н., Гашимов А.М., Гурбанов Е.Д. Воздействие электрических разрядов на свойства и структуру твердых диэлектриков. *ЭОМ*, 2006, № 1.
- [4] Marques R., Costa S.G.F. High frequency burst pulsed plasma thruster research at the university of southampton. *The 30th International Electric Propulsion Conference*, Florence, Italy, 2007.

УДК 533

## Некоторые численные модели для описания плазмодинамических разрядов малой мощности в коаксиальных каналах

Скорняков Владимир Михайлович

vova\_skorn@mail.ru

Егошин Денис Андреевич

eda18ea189@student.bmstu.ru

Телех Виктор Дмитриевич

telekh@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

*Представлены математические модели, описывающие изменения параметров плазмы за время импульсного разряда. Сформулированы допущения, которые должны быть учтены для получения корректных результатов расчета. Проведена серия численных экспериментов для определения характерных параметров. Определены поля скорости и напряженности магнитного поля в расчетной области в разные моменты времени разряда. Выявлено влияние длины внутреннего электрода на распределение параметров.*

**Ключевые слова:** магнитоплазменный компрессор, импульсный плазмодинамический разряд, абляция, уравнения магнито-гидродинамики

Экспериментальное исследование сильноточных импульсных плазмодинамических разрядов является крайне сложной задачей в следствии скоротечности и взаимосвязанности происходящих в них процессов. Поэтому для их изучения часто применяют методы численного моделирования, которые основаны на решении уравнений радиационной плазмодинамики [1], что тоже является нетривиальной задачей и требует использования дополнительных приближений и упрощений. Отметим, что значительное количество работ посвящено моделированию высокоэнергичных разрядов [2] (с энерговкладом более 1 кДж), однако в следствии тренда на миниатюризацию, все большее применение в различных областях промышленности находят импульсные разряды с малыми энергиями ( $< 10$  Дж) [3, 4].

В данной работе рассмотрены подходы к моделированию импульсного разряда в коаксиальном канале, состоящем из внутреннего и внешнего электродов. В одном из торцов канала закрепляется полимер, который аблирует в процессе разряда, тем самым генерируя плазмообразующий газ. Энерговклад в разряд составляет 5–20 Дж.

На данный момент существует несколько подходов к моделированию подобных разрядов. Во-первых, это одномерное электродинамическое приближение – модель Арцимовича [5], в которой канал заменяется эквивалентной электрической цепью с подвижным проводником, моделирующим плазму в межэлектродном промежутке. Данный подход позволяет качественно осуществить оценку параметров разряда, однако не описывает физику самосогласованных процессов в разрядном канале. Во-вторых, это магнитогидро-

намическое приближение [6]. Такой метод объединяет уравнения газодинамики, в которых учтены эффекты, связанные с влиянием электромагнитных полей и уравнение Максвелла, описывающие электродинамические процессы. Общим недостатком этих моделей является то, что они не учитывают абляцию диэлектрика, определяющую изменение поступления массы плазмообразующего материала со временем. Связано это с тем, что в следствии согласованности абляции и изменения энтальпии плазмы одновременное моделирование всех процессов в разряде крайне затруднено, поэтому в большинстве работ моделируется только один процесс, а второй описывается с помощью оценочных аналитических формул.

В данной работе предложен подход к численному моделированию абляции и изменению энтальпии плазмы в импульсном разряде. Испарение рабочего тела моделировалось как движение границы раздела фаз полимер-плазма.

В проведенных расчетах использовалось приближение оптически плотной плазмы. В качестве источника нагрева было принято Джоулево тепло выделяющееся в результате прохождения тока через плазменное образование, сопротивление которого было оценено согласно формуле Спизера. Также при расчетах было принято допущение, что тепловой поток, приходящий на поверхность полимера, определяется излучением из плазмы по закону Стефана-Больцмана, абляция вещества, вызванная данным тепловым потоком, оценивалась с помощью разрешения уравнения теплопроводности в твердом теле и модифицированной задачи Стефана [7]. Расчеты термодинамических функций плазмы, таких как теплоемкость, теплопроводность и т. п., необходимых для численного моделирования, были выполнены в предположении, что плазма находится в локальном термодинамическом равновесии [8]. Однако такой подход не дает представления о распределении электрических и магнитных полей по расчетной области.

Для оценки полей напряженности магнитного и электрического полей численными методами была решена система магнитно-гидродинамических уравнений. При расчетах было принято приближение, что влияние вязкостных сил на решение уравнения движения пренебрежимо, вследствие малой плотности плазмы в канале. Также для упрощения расчетной схемы не учитывался градиент электронного давления, при этом был учтен коэффициент Холла, так как он может оказывать значительное влияние на решение системы уравнений при малых плотностях плазмы [рад плазм].

По результатам моделирования оценены скорость абляции полимера и суммарная аблированная за разряд масса. Получены поля скорости, плотности и напряженности магнитного поля в разряде, а также рассмотрено влияние длины внутреннего электрода на эти параметры.

*Работа выполнена на уникальной научной установке (УНУ) «Пучок-М» МГТУ им. Н.Э. Баумана, при поддержке Министерства образования и науки Российской Федерации по государственному заданию.*

## Литература

- [1] Протасов Ю.С. Радиационная плазмодинамика. Энциклопедия низкотемпературной плазмы. Вводный том. Москва, Наука, 2000, т. 3, с. 538–567.
- [2] Протасов Ю.С., ред. *Радиационная плазмодинамика. Т. 1.* Москва, Энергоатомиздат, 1991.
- [3] Ахметжанов Р.В., Богатый А.В., Дьяконов Г.А. и др. Электрические ракетные двигатели нового поколения для малых космических аппаратов. *Известия Российской Академии Наук. Энергетика*, 2019, № 3, с. 3–13.
- [4] O'Reilly D., Herdrich G., Kavanagh D.F. Electric Methods for Small Satellites: A Review. *Aerospace*, 2021, vol. 8, 22. <https://doi.org/10.3390/aerospace8010022>
- [5] Artsimovich L., Lukianov S., Podgorny I., Chuvatin S. Electrodynamic Acceleration of Plasma Bunches. *J. Exp. Theor. Phys.*, 1958, 6, pp. 1–5.
- [6] Морозов А.И. Квазистационарный плазменный ускоритель с ионным токопереносом (КСПУ). Энциклопедия низкотемпературной плазмы. Москва, Наука, 2000, т. 3, с. 482–489.
- [7] Данилюк И.И. О задаче Стефана. *Успехи мат. наук*, 1985, т. 40, вып. 5 (245), с. 133–185.
- [8] Корышев О.В., Ноготков Д.О., Протасов Ю.Ю., Телех В.Д. Термодинамические, оптические и транспортные свойства рабочих веществ плазменных и фотонных энергетических установок. Т. 1. Элементы полимерного ряда (C, O, H, Si, F, N). Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 1999, 640 с.

УДК 374

## Международный космический чемпионат как экспериментальная площадка для апробации подходов в космическом образовании

Трояновский Ян Владимирович <sup>1</sup>	yan.troyanovskiy@skolca.ru
Мясищева Галина Романовна <sup>2</sup>	mgalya165@gmail.com
Кириевский Дмитрий Алексеевич <sup>3</sup>	rda9700@mail.ru
Лосева Виктория Владимировна <sup>4</sup>	mrs.zizu@yandex.ru
Арнаукова Евгения Федоровна <sup>5</sup>	falcon_ssau@mail.ru

<sup>1</sup> ОАНО «СКОЛКА»

<sup>2</sup> МГТУ им. Н.Э. Баумана

<sup>3</sup> АО «Государственный космический научно-производственный центр имени М.В. Хруничева»

<sup>4</sup> МАОУ СОШ № 22 г. ТАМБОВА ЦДО «Детский технопарк «Кванториум-Тамбов»

<sup>5</sup> IT-куб «Гагарин» ГБОУ ДО СЮТ г. Севастополь

*Работа посвящена обзору первого Международного космического чемпионата — нового формата соревнований для школьников в области космического образования. Концепция чемпионата подразумевает соревнование команд участников в составе соревнующихся больших проектных групп над одной темой комплексного космического проекта. В работе рассматриваются ключевые идеи разработки мероприятия, описание конкурсных форматов и результаты проведения чемпионата.*

**Ключевые слова:** космическое образование, дополнительное образование, проект и проектирование, мероприятия для детей

**Введение.** На сегодняшний день космическое образование в России представлено широким спектром конкурсов и мероприятий для детей. Наиболее широкое развитие получило направление проектирования школьных микроспутников форм-фактора CubeSat — запустить свои проекты в стратосферу можно на программе «Дежурный по планете» [1], в рамках одного из треков НТО [2], на программе «Стратосферный спутник» [3], а программа Фонда содействия инновациям Space Pi [4] позволила многим школьным командам запустить свой спутник на низкую околоземную орбиту. Другим актуальным направлением в космическом образовании остается ракетомоделизм, где главными соревновательными площадками остаются чемпионаты CanSat и «Реактивное движение» [5]. Третьим ключевым и активно развиваемым направлением космического образования является геоинформатика и различные проектные работы в этой области — геоинформатике посвящены некоторые конкурсы программы «Дежурный по планете» и один из треков НТО. Нельзя не отметить космическую робототехнику, представленную также в НТО и в программе «Дежурный по планете».

Анализируя вышеупомянутые конкурсные мероприятия, нельзя не заметить, что их успех и востребованность среди школьников обусловлены прежде

де всего тем, что они сочетают в себе космическую тематику и достижимый проектный результат «в железе», который можно испытать в летных условиях — при всей сложности детских проектов и длительности их реализации, возможность их апробации значительно повышает мотивацию обучающихся к доведению проектов до логического завершения. Организаторами таких мероприятий являются Госкорпорация «Роскосмос» и частные компании, которые смогли сами организовать коммерческую деятельность в какой-либо области космонавтики, а затем и адаптировать свой опыт для образовательного процесса школьников.

Однако ряд направлений космонавтики, например, пилотируемая космонавтика, практически не представлена на конкурсных мероприятиях в космическом образовании России – результатом проектов в области деятельности человека в космосе чаще всего является его представление на различных конференциях и проектных сменах, что сказывается на формировании устойчивого интереса школьников к данному направлению: как правило, проекты школьников в области пилотируемой космонавтики носят временный характер, ограниченный временем проведения лагеря или сроками конф., на которой школьник планировал выступить для достижения каких-либо благ, мало связанных непосредственно с проектом. Поскольку иных форм реализации проекта данной тематики не предлагается, то и проект не имеет продолжения после презентации на итоговом мероприятии.

Задавшись целью опробовать более эффективные форматы проектной деятельности в не самых распространенных направлениях космонавтики, команда авторов и организовала Международный космический чемпионат (далее — Чемпионат).

**Цели Чемпионата.** На основании пятилетнего опыта сопровождения деятельности сети Детских технопарков «Кванториум» и имеющихся проблем команда организаторов Чемпионата сформулировала основные цели проведения Чемпионата следующим образом:

1) Формирование сообщества детей, педагогов и представителей партнерского сектора, увлеченных космосом и реализующих проекты в области космонавтики и смежных областях. Важной задачей было не только собрать разных интересантов на одной площадке, но и организовать их деятельность таким образом, чтобы дети на основе совместной работы познакомились с как можно большим количеством ровесников, педагоги получили мотивацию помогать в проектной деятельности не только своим воспитанникам, но и другим детям, а партнеры — мотивацию не просто консультировать детей, но и быть заинтересованными в поддержке их проектной деятельности;

2) Формирования конкурентной среды, в которой дети, педагоги и партнеры сами бы хотели реализовать проект на высоком уровне проработки, а не формально презентовать его на финальной защите. При этом, проект, разрабатываемый в рамках Чемпионата, должен сочетать в себе разные интересы разного круга детей для достижения единой цели большой команды;



3) Демонстрация принципов устройства ракетно-космической отрасли на примере проектной деятельности. Важно было продемонстрировать, как деятельность различных профильных специалистов способствует разработке сложного многокомпонентного проекта, и насколько важен вклад каждого специалиста в итоговый облик результата;

4) Знакомство детей с актуальными направлениями развития космонавтики на примере выполнения проекта.

**Концепция Чемпионата.** Для участия в Чемпионате приглашались обучающиеся школ от 12 лет, реализующих проектную деятельность по следующим направлениям:

- пилотируемая космонавтика;
- робототехника;
- беспилотные летательные аппараты;
- космические аппараты;
- наука (биология, физика, химия, геоинформатика);
- промышленный дизайн;
- проектное управление.

Всего в Чемпионате приняло участие 150 детей. Принципиально важным вопросом было вовлечение в проектную деятельность по космонавтике детей из смежных технических направлений, очевидным образом не связанных с космосом.

Отбор на Чемпионат проходил индивидуально на конкурсной основе — в качестве заявки участники заполняли резюме, в котором отражали опыт проектной деятельности, свою область интересов и свои взгляды на перспективы развития космонавтики в ближайшие 10 лет.

В течение проведения очного этапа Чемпионата (29 ноября — 5 декабря 2023 года) предполагалась реализация большого многокомпонентного проекта, который может быть декомпозирован на несколько проектов, тематически связанных между собой. Таким образом, для реализации общего проекта необходимо сотворчество обучающихся с самыми разными компетенциями и областями интересов. Для реализации проекта все 150 участников разделялись на 4 проектные команды по 35 человек — Конструкторские бюро. Деятельность каждого Конструкторского бюро курируется партнером — предприятием ракетно-космической отрасли или профильным техническим вузом. Конструкторские бюро формируются на основе резюме, присланных участниками отборочного этапа — руководители Конструкторских бюро оценивают резюме участников и выбирают участников на определенную роль в своем бюро. Таким образом, выбирается 150 участников, которые на момент начала Чемпионата знают, в каком Конструкторском бюро им предстоит работать и в какой роли, и каждому участнику предстоит работать как в рамках своей профильной проектной группы, так и в рамках Конструкторского бюро в целом.

В первый день проведения Чемпионата озвучивается тематика проекта, и в течение Чемпионата каждому из четырех Конструкторских бюро пред-

стоит разработать концепцию проекта, которые будут сравниваться на финальной защите. Для погружения в тематику профильных направлений в первые дни Чемпионата организуются лекции и встречи с приглашенными специалистами из отрасли, в последующие дни — консультации педагогов и тех специалистов, которые присутствуют на площадке в течение проведения Чемпионата. Для технической реализации проекта участникам предоставляется доступ к различному оборудованию лабораторий.

В последний день Чемпионата происходит защита проектов Конструкторскими бюро. Члены жюри определяют победителей по каждому тематическому направлению, а также лучшее Конструкторское бюро.

Важной составляющей Чемпионата является экономическая модель. В течение всего Чемпионата действует валюта астрокриптов. При распределении участников по Конструкторским бюро каждому участнику предлагается зарплата, которую он получит после защиты проекта. Работа на оборудовании для нужд проектной деятельности также выполняется за определенное количество астрокриптов. В последний день Чемпионата проходит «Космическая ярмарка» - каждый участник может потратить заработанные средства, покупая различную сувенирную и «космическую» продукцию.

**Реализация в 2023 году.** В 2023 году Чемпионат проводился в период с 29 ноября по 5 декабря на территории ЗОЦ «Таватуй» в Свердловской области. Организаторами Чемпионата выступили ФГБОУ ДО «Федеральный центр дополнительного образования» при поддержке Министерства Просвещения Фонда «Золотое сечение», Дворца творчества детей и молодежи г. Екатеринбурга, ОАНО «Сколка» и Госкорпорации «Роскосмос».

К участию в отборочном этапе Чемпионата приглашались участники мероприятий Международного аэрокосмического фестиваля 2023 и 2022 годов [6], а также участники финального этапа программы «Стратосферный спутник». В качестве партнеров, курирующих Конструкторские бюро Чемпионата, выступили ГКНПЦ им.М.В.Хруничева, МГТУ им. Н.Э. Баумана, НПО им. С.А. Лавочкина и Уральский федеральный университет. Партнерами Чемпионата, принявшими участие в разработке задания, лекционной программе и в оценке работ, выступили специалисты НПО Автоматики, ОАНО «Сколка», ООО «УСГИК», УЗГА, ПО «Андроида техника», РКК «Энергия», ООО «Образование будущего», ООО «Спутникс», ИКИ РАН, ИМБП РАН, Сколковского института науки и технологий, ООО «Стратонавтика», ООО «Aerospace Capital».

В качестве задания на Чемпионат участникам предлагалось разработать концепцию посещаемой роботизированной космической станции, выполняющей различные научные и прикладные задачи, в том числе космический туризм. Большинство задач на станции предполагалось решать с помощью роботов, концепцию которых участникам необходимо было разработать. Одной из проектных групп предстояло разработать средство экспресс-доставки экспериментальных образцов на Землю, еще одна проектная группа разраба-

тывала производственную линию для запуска малых космических аппаратов с борта станции. Специалистам в области пилотируемой космонавтики предстояло объединить идеи остальных проектных групп, разработать архитектуру станции и обеспечить космонавтов на станции необходимыми системами жизнеобеспечения.

**Результаты проведения Чемпионата.** Чемпионат получил положительные отзывы, как со стороны участников, так и со стороны педагогов и партнеров Чемпионата. Несмотря на некоторые организационные сложности, опыт проведения Чемпионата можно считать успешным, и команда авторов рассматривает возможности проведения Чемпионата в 2024 году.

## Литература

- [1] *Программа технологических конкурсов и проектов для школьников и студентов в области освоения космоса «Дежурный по планете».* URL: <https://www.spacecontest.ru> (дата обращения 15.12.2023).
- [2] *Трек «Спутниковые системы» Национальной технологической олимпиады.* URL: <https://ntcontest.ru/tracks/nto-school/kosmicheskij-proekt/sputnikovyie-sistemy/> (дата обращения 15.12.2023).
- [3] *Всероссийская научно-исследовательская программа для школьников и студентов «Стратосферный спутник».* URL: <http://stratosputnik.ru> (дата обращения 01.12.2023).
- [4] *Научно-образовательный проект Space Pi.* URL: <https://spacepi.space> (дата обращения 01.12.2023).
- [5] *Ракетостроительный чемпионат «Реактивное движение».* URL: <https://www.gorocket.ru> (дата обращения 01.12.2023).
- [6] *Международный космический чемпионат, проводимый в рамках Международного аэрокосмического фестиваля.* URL: <https://www.научим.online/aerospace-fest-2023> (дата обращения 01.12.2023).

УДК 629.7

## Моделирование космической сети для поимки космического мусора в программной среде ADAMS

Мюльбах Элеонора Романовна

romashina\_19812000@mail.ru

Попов Александр Сергеевич

popovas@bmmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

*Данная научная работа посвящена моделированию процесса набрасывания сети для уборки объектов космического мусора в околоземном пространстве. В работе используется виртуальная модель космической сети, разработанная в программе MSC Adams, с целью исследования различных аспектов процесса набрасывания сети при различных начальных условиях. И оценки применимости программы MSC Adams в моделировании данных процессов. Моделирование позволяет предварительно оценить успешность операции уборки космического мусора и выбрать оптимальные параметры сети и начальные условия. Кроме того, в работе подчеркивается актуальность проблемы космического мусора и необходимость проведения как экспериментальных, так и теоретических исследований для разработки эффективных стратегий уборки.*

**Ключевые слова:** космическая сеть, объект космического мусора, космический аппарат уборщик, космический мусор, динамика сети, моделирование динамики

В настоящее время одной из актуальных проблем, при использовании околоземного космического пространства, является проблема космического мусора, представляющего собой части космических аппаратов, сами аппараты, вышедшие из срока эксплуатации или закончившие свою работу из-за неисправностей, ступени разгонных блоков и их обломки. Количество опасных объектов в околоземном космическом пространстве измеряется уже миллионами и постоянно увеличивается [1]. Основной вклад в этот процесс вносят: США, Китай и Россия. Проблема космического мусора рассматривается как основной (в настоящее время) вид космической опасности [2]. Поэтому этой проблеме уделяется очень серьезное внимание и посвящается большое количество научных работ.

В научной литературе существует множество способов решения этой проблемы. Одним из них — это уборка объекта космического мусора (ОКМ) активным космическим аппаратом уборщиком (КАУ), осуществляющим сближение КАУ с ОКМ, захват объекта с помощью прикрепленного к тросу гарпуна, сети или манипулятора и увод объекта с орбиты [3]. Моделирование сети для набрасывания приобретает большую значимость в контексте решения этой проблемы.

В данной работе в программе MSC Adams была создана виртуальная модель космической сети с целью моделирования набрасывания сети для обеспечения успешного захвата объекта в процессе операции уборки космического мусора при разных начальных условиях.

Для достижения поставленной цели, на основе программы Adams разработана модель сети. На основе существующих математических моделей [4] проведен анализ динамики сети в процессе набрасывания при различных начальных условиях: угловой скорости и положения ОКМ. Исследуемая в программе Adams динамическая система представляет собой многозвенный механизм, заменяющий сеть, с закрепленными по его концам цилиндрами.

Практическая польза моделирования процесса набрасывания заключается в том, что оно предоставляет возможность провести предварительную оценку успешности операции уборки космического мусора и выбрать наилучшие параметры сети и начальные условия для конкретной ситуации. Это важно для разработки оптимальных стратегий захвата объектов и уборки космического мусора.

Кроме того, важно не только проводить эксперименты, но и теоретический анализ данной динамики. Анализ позволяет сравнить теоретические предсказания с результатами эксперимента и проверить, насколько они соответствуют друг другу. Такой подход позволяет улучшить модели и методы уборки космического мусора.

Также в данной работе позволяет оценить возможность проведения анализа в программе Adams путем сравнения полученных результатов с другими научными исследованиями [4]. Это позволяет убедиться в достоверности и применимости метода моделирования сети для набрасывания при решении проблемы уборки космического мусора в программе MSC Adams.

## Литература

- [1] Зеленский Л.М., Шустов Б.М., ред. Космический мусор: фундаментальные и практические аспекты угрозы ИКИ РАН: сб. тр. Москва, ИКИ РАН, 2019, 236 с.
- [2] Леонов А.Г., Зеленцов Вл.В., Щеглов Г.А. *Космические аппараты для утилизации космического мусора*. Москва, ВПК «НПО машиностроения», 2019, 48 с.
- [3] Трушляков В.И., Юткин Е.А. Обзор средств стыковки и захвата объектов крупногабаритного космического мусора. *Омский научный вестник*, 2013, с. 56–61.
- [4] Hyun-Cheol Shin, Mi Jang, Ui-Jin Hwang, Chang-Hoon Sim, Jae-Sang Park. Capture Simulation Using Space-Nets for Space Debris in Various Motions. *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*, 2023, 24, pp. 547–558.

УДК 629.7

## Применение тросовых систем в экспериментах с нано- и пикоспутниками

Матюхин Андрей Андреевич

matyukhin@cosmos.ru

ИКИ РАН

*С 2000-го года проведено более 20 экспериментов с космическими тросовыми системами (КТС) на основе нано- и пикоспутников. В работе выполнен обзор аппаратов данного класса, выделено три группы связанных проектов, приведены их особенности и кратко описаны поставленные перед ними задачи: отработка технологий, изучение динамики тросов, борьба с космическим мусором, создание систем с электрическим парусом.*

**Ключевые слова:** космические тросовые системы, наноспутник, пикоспутник, студенческий спутник, космический мусор, электрический парус

Космические тросовые системы (КТС) — это системы, отличительной чертой которых является применение в составе космических аппаратов протяженных гибких элементов — «тросов»: нитей, лент, проводов и т. д. Особенности КТС, их проблемы и перспективы описаны в работе [1].

Тенденция к миниатюризации космических аппаратов затронула и направление КТС. С 2000-ого года было проведено более 20 экспериментов с тросовыми системами на основе нано- и пикоспутников. В работе рассматривается несколько серий данных проектов.

Первопроходцем в данном направлении стала американская корпорация Aerospace Corporation. В середине 1990-х годов она начала программу по разработке малых спутников, которые предназначались для проверки работоспособности микроэлектромеханических систем (МЭМС) в условиях космического пространства. К их экспериментам относятся: PICOSAT1.0 (27.01.2000), PICOSAT1.1 (19.07.2000); MEPSI 1 (23.11.2002), MEPSI 2 (09.12.2006), AeroCube-3 (19.05.2009). Применение тросов в данных проектах не было обусловлено интересом к КТС, как таковым, а имело конкретные прикладные задачи. Например, для PICOSAT1.0 и PICOSAT1.1 в трос были вшиты отрезки золотой проволоки, делающие связку более заметной радиолокационной целью. В MEPSI 1 и MEPSI 2 предусматривалось использовать отскок спутников после разматывания троса на полную длину для сравнения показателей датчиков определения скоростей и ускорений разных производителей. В AeroCube-3 трос связывал аппарат и последнюю ступень ракеты-носителя, которая выводила его попутной нагрузкой. После того, как ступень выдавала тормозной импульс, спутник, увлекаемый на привязи вслед за ней, должен был перерезать связку только спустя некоторое время, оставшись по итогу на более низкой орбите [2].

Следующей крупной серией экспериментов является программа японских студенческих спутников STARS (Space Tethered Autonomous Robotic

Satellite), разрабатываемых лабораторией под руководством профессора Ма-сахино Нохми (Masahiro Nohmi's Lab). К ней относятся: STARS-I (23.01.2009), STARS-II (27.02.2014), STARS-C (09.12.2016), STARS-Me (22.09.2018), STARS-EC (14.03.2021). На сегодняшний день запланированы также STARS-Me2 и STARS-X. В STARS-I один из двух спутников был оснащен специальным рычагом-“рукой”, к которой привязывался трос. Планировалось провести эксперимент, проверив, как манипуляции рычага при натянутом тросе, позволят изменить ориентацию аппарата. STARS-II в дополнение к этому использовал токопроводящий трос, который должен был снизить высоту орбиты аппарата, используя силу Ампера. Подобный способ рассматривается, как метод борьбы с космическим мусором. STARS-C, STARS-Me и STARS-EC создавались для отработки технологий и демонстрации миниатюрной версии космического лифта: когда при полностью развернутой связке между двумя концевыми спутниками по тросу может перемещаться «модуль-альпинист» (STARS-C не имел в своем составе модуля-альпиниста, в его цели входила отработка развертывания 100-метровой связки и изучения ее динамики для последующих миссий). В этом же направлении планируется провести эксперимент STARS-Me2. Планируемый STARS-X не является наноспутником (50x50x50 см, масса 50 кг). В рамках своей миссии он должен провести эксперимент по захвату космического мусора с помощью сети [3, 4].

Третья серия экспериментов объединяет спутники, миссии которых включают в себя эксперименты по отработке технологии электрического паруса. К ним относятся эстонские ESTCube-1 (07.05.2013) и ESTCube-2 (09.10.2023), а также финские Aalto-1 (23.06.2017) и Foresail-1 (25.05.2022). Идея использования электрического паруса была выдвинута финским ученым Пеккой Янхуненом в 2006 году. Полномасштабный электрический парус, согласно его концепции, должен состоять из нескольких (около 50–100 шт.) длинных (до 20 км) и тонких (например, 25 микрон) токопроводящих тросов, которые имеют высокий положительный потенциал, благодаря работе размещенной на аппарате бортовой электронной пушки. Положительно заряженные тросы отталкивают ионы солнечного ветра, что, в свою очередь, приводит к передаче импульса от ионов к парусу и, следовательно, разгону аппарата. При этом тяга электрического паруса примерно в 5000 раз слабее солнечного, однако благодаря крайне малой массе на единице длины он может быть эффективен. Например, оснатив космический аппарат массой 1000 кг 100 такими проводами, можно добиться ускорения около  $1 \text{ мм/с}^2$ . При работе паруса в течение года это привело бы к конечной скорости в 30 км/с. Каждый из упомянутых выше аппаратов был оснащен электронной пушкой и одним тросом-проводом, который должен был ускорить их спуск с орбиты [5].

Среди прочих проектов можно перечислить: MAST (США, 17.04.2007); TEPSE (США, 25.06.2019), Descent (Канада, 03.10.2020), MiTEE-1 (США, 17.01.2021).



К сожалению, на сегодняшний день большинство из описанных экспериментов имели в лучшем случае частичный успех, однако анализ их конструктивных решений представляет интерес. По рассмотренным экспериментам можно сделать вывод, что использование нано- и пикоспутников привело к новым перспективам применения КТС. А последние даты запусков свидетельствуют о том, что данное направление продолжает развиваться прямо сейчас.

## Литература

- [1] Волошенюк О.Л., Пироженко А.В., Храмов Д.А. Космические тросовые системы – перспективное направление космической техники и технологии. *Космическая наука и технология*, 2011, т. 17, № 2, с. 32–44.
- [2] Hinkley D. Picosatellites at the aerospace corporation. *Small Satellites: Past, Present, and Future*, Reston, VA, USA, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc. 2008, Chapter 20, pp. 635–674.
- [3] *Официальный сайт проектов STARS Masahiro Nohmi's Lab*. URL: <http://stars.eng.shizuoka.ac.jp/index.html> (дата обращения 28.12.2023).
- [4] Nohmi M. Past Results and Future Missions of STARS Series Satellite. *18th Australian International Aerospace Congress*, Melbourne, Australia, 2019. URL: [https://issfd.org/ISSFD\\_2019/ISSFD\\_2019\\_AIAC18\\_Nohmi-Masahiro.pdf](https://issfd.org/ISSFD_2019/ISSFD_2019_AIAC18_Nohmi-Masahiro.pdf) (accessed January 08, 2014).
- [5] *Electric Solar Wind Sail (E-sail)*. URL: <http://www.electric-sailing.com/> (accessed January 08, 2014).



УДК 629.7

## Методика проектирования десантного пилотируемого корабля в составе марсианского экспедиционного комплекса

Волосатова Людмила Владимировна<sup>1</sup>

vlv187@yandex.ru

Миненко Виктор Елисеевич<sup>2</sup>

minenkove@bmmstu.ru

<sup>1</sup> ООО «Орбитальные системы»<sup>2</sup> МГТУ им. Н.Э. Баумана

*Проектируется десантный пилотируемый корабль для миссии по освоению Марса. Этапы включают: выведение Марсианского экспедиционного корабля (МЭК) на орбиту Марса, высадка оборудования и членов экипажа на поверхность, строительство и переход к штатному функционированию марсианской базы, экспедиции на орбитальную станцию, с возможностью облета вокруг МЭК и проведения ремонтных работ, а также возвращение на поверхность Марса. На каждом этапе планируется использование десантного пилотируемого корабля (ДПК). В работе рассматриваются вопросы проектирования ДПК, с учетом нештатных ситуаций и возможности проведения испытаний в земных условиях.*

**Ключевые слова:** исследование Марса, несущий корпус, космическая система, космический аппарат, радиолиния, методика проектирования, передача информации, антенная система, коэффициент усиления, электрическое перенацеливание, патчевый излучатель

В настоящее время человечество достигло определенного уровня развития технологий, что позволяет совершить качественный переход к реализации задач, которые еще 50 лет назад казались фантастическими. Многие советские разработки были признаны «опередившими свое время», и невозможными для реализации как раз из-за недостатка или отсутствия материалов или приборов, требуемого уровня, характеристик и качества. Сегодня мы имеем уникальную возможность посмотреть на эти «фантастические» проекты с новой стороны. Используя опыт, технологический задел и прорывные технологии, мы снова можем работать над проектами орбитальных станций, межпланетных пилотируемых кораблей, напланетных обитаемых станций [1].

Проектируемая миссия по освоению Марса состоит из нескольких этапов: выведение Марсианского экспедиционного корабля (МЭК) на орбиту Марса, высадка оборудования и членов экипажа на поверхность, строительство и переход к штатному функционированию марсианской базы, экспедиции на орбитальную станцию, с возможностью облета вокруг МЭК и проведения ремонтных работ, а также возвращение на поверхность Марса.

Анализируя технические возможности, учитывая риски возникновения нештатных ситуаций на каждом из этапов реализации проекта, приходим к тому, что наиболее «простым» и надежным будет модульный принцип по-

строения МЭК. Таким образом в состав комплекса будут входить многообразные десантные пилотируемые корабли (ДПК), которые будут выполнять транспортные функции, как для пассажиров, так и для грузов.

– ДПК проектируется как взлетно-посадочный модуль. Рассматриваются различные схемы:

– выведение ДПК на ракете-носителе с поверхности Марса на околомарсианскую орбиту, включая систему аварийного спасения в случае пилотируемого запуска;

– перелет с помощью ДПК из района марсианской базы в области проведения научно-исследовательских работ (научные экспедиции);

– облет модулей МЭК, обеспечение обслуживающих и ремонтных работ;

– перелет с исследовательской экспедицией на спутники Фобос и Деймос;

– возвращение ДПК с околомарсианской орбиты на поверхность Марса;

– возвращение ДПК в составе МЭК с околоземной орбиты на поверхность Земли.

В работе проводится анализ и выбор конструкции десантного посадочного комплекса, расчет: баллистики и аэродинамики на всех этапах использования ДПК, массово-инерционных характеристик, минимальной и максимальной численности экипажа, включая расчет средств системы жизнеобеспечения и аварийного спасения на этапах выведения и посадки модуля ДПК [2–4].

На этапе экспериментальной отработки демонстрационных образцов техники в наземных условиях возможно проведение полного комплекса проверок, включая отработки взлета и посадки, стыковки и расстыковки в условиях космоса на МКС.

## Литература

- [1] Безяев И.В., Стойко С.Ф. Обзор проектов пилотируемых полетов к Марсу. *Космическая техника и технологии*, 2018, № 3 (22).
- [2] Миненко В.Е., Агафонов Д.Н., Якушев А.Г. Проектный анализ аэродинамических схем спускаемых аппаратов капсульной формы численным методом по ньютоновской теории обтекания. *Аэрокосмический научный журнал. МГТУ им. Н.Э. Баумана*, 2015, № 04, с. 1–14. <https://doi.org/10.7463/aersp.0415.0813899>
- [3] Андреевский А.А. *Динамика спуска космических аппаратов на Землю*. Москва, Машиностроение, 1970.
- [4] Миненко В.Е., Семененко А.Н., Шилева Е.Н. Проектные особенности спускаемых аппаратов класса «несущий корпус». *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2013, вып. 7. <https://doi.org/10.18698/2308-6033-2013-7-862>

УДК 629.7

## Разработка методики проектирования ракеты-носителя на жидком топливе

Коровин Виктор Валерьевич<sup>1</sup>  
Ян Цзяюй<sup>1,2</sup>

korovinvv@bmstu.ru  
1034832986@qq.com

<sup>1</sup> МГТУ им. Н.Э. Баумана

<sup>2</sup> МГТУ ГА

*Представлены результаты разработки методики проектирования ракеты-носителя на жидком топливе с последовательной работой ступеней. Особенностью здесь является поиск оптимальных характеристик носителя при совместном решении баллистической и массовой задач. Критерий оптимальности — минимум стартовой массы. Используются уравнения движения для материальной точки. Форма траектории задается программой для угла тангажа. Математическая модель включает весовые уравнения ступеней. Характеристики носителя, в результате, оптимизируются с учетом весового качества ступеней и величины потерь характеристической скорости для каждой из них. Приводятся результаты расчетов.*

**Ключевые слова:** проектирование ракеты-носителя, баллистический анализ

Представлены результаты разработки методики проектирования ракеты-носителя на жидком топливе с последовательной работой ступеней. Рассматриваемая проектная задача включает этапы баллистического и массового расчетов.

Баллистический анализ ракеты-носителя может быть выполнен в рамках различных формулировок задачи. Так, в [1, 2] определяется оптимальное распределение масс ступеней носителя при заданной величине характеристической скорости, известных удельных импульсах и коэффициентах весового качества ракетных блоков. Уравнения движения носителя при этом не требуются, используется формула Циолковского. Необходимая величина характеристической скорости может определяться путем расчета действительной конечной скорости ракеты ([3]) и задания потерь скорости с использованием результатов статистики. В этом случае нет данных о параметрах активного участка траектории, перегрузках, фактических потерях характеристической скорости и их распределении по ступеням.

Более детальный вариант анализа [4, 5] включает интегрирование уравнений движения. Здесь необходима информация о форме траектории, тяговооруженности (или нагрузке на тягу) ступеней, коэффициенте пустотности двигателя первой ступени. Появляется возможность оптимизации перечисленных выше характеристик по условию минимума потерь характеристической скорости.

В рамках массового анализа ракеты-носителя определяются составляющие массы ракетных блоков на основе использования массовых (весовых)

уравнений [3, 6], что определяет массу конструкции и ее весовое совершенство. В настоящей работе используется массовая модель ракеты на жидком топливе. Предложенные в [6] зависимости для массовых коэффициентов (удельных измерителей) основаны на статистической обработке характеристик современных изделий ракетно-космической техники. Они отражают влияние масштабного фактора, тип используемого топлива, особенности конструкции ракетного блока. В работе показана связь удельных измерителей с коэффициентом весового качества ракетной ступени. Важным результатом здесь является учет влияния размеров ракетного блока на его весовое качество. Даже при одинаковом типе топлива и конструкции, ракетные блоки носителя имеют разные значения удельных измерителей и их весовое качество различается. Переход от удельных измерителей жидкостной ракеты к коэффициенту весового качества ракетной конструкции позволяет распространить данный анализ на носитель с любым топливом.

На начальных этапах проектирования требуются простые расчетные методики, позволяющие определить предварительный облик изделия при минимуме исходных данных и ограниченном времени реализации. Это же бывает востребовано в рамках учебного процесса, при подготовке будущих специалистов. Соединяя баллистический анализ в форме [1, 2] с массовым расчетом [6], получим вариант выполнения проектного расчета, удобный в указанных обстоятельствах. Для удобства компьютерной реализации аппроксимирующие выражения для удельных измерителей записываются в функции от стартовой массы ступени.

Наиболее полный проектный расчет соединяет использование уравнений движения [4, 5] с массовым анализом [6]. Так как для решения задачи баллистики необходимы результаты массового анализа и наоборот, представленный в работе алгоритм строится на последовательных приближениях. Используются уравнения движения на активном участке в виде уравнений для материальной точки в полярных координатах. Форма траектории определяется программой угла тангажа. Математическая модель включает весовые уравнения ступеней. Оптимизация выполняется по критерию минимума стартовой массы носителя при заданной величине полезного груза. Оптимизируемыми параметрами являются соотношения масс ступеней и их тяговооруженности. В качестве ограничений при выполнении оптимизации выступают условия достижения круговой скорости и заданной высоты в конце активного участка.

Оптимизация стартовых нагрузок на тягу ступеней выполняется перебором вариантов при численном моделировании. Важным результатом анализа является характер зависимости стартовой массы от соотношения масс ступеней при различных значениях весового качества ступеней и характеристической скорости. Эта зависимость не имеет явно выраженного экстремума при высоком весовом качестве конструкции и низкой характеристической скорости [7]. Рост характеристической скорости и снижение весового качества

приводят к появлению острого минимума на графике величины стартовой массы ракеты в функции от соотношения стартовых масс ступеней.

### Литература

- [1] Космодемьянский А.А. *Динамика космического полета*. Москва, Либроком, 2011.
- [2] Микрин Е.А., Звягин Ф.В. *Введение в механику полета и управление космическими аппаратами*. Москва, МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2020, 566 с.
- [3] Феодосьев В.И. *Основы техники ракетного полета*. Москва, Наука, 1979, 496 с.
- [4] Сихарулидзе Ю.Г. *Баллистика и наведение летательных аппаратов*. Москва, БИНОМ. Лаборатория знаний, 2011, 407 с.
- [5] Варфоломеев В.И., Копытов М.И. *Проектирование и испытания баллистических ракет*. Москва, Воениздат, 1970, 392 с.
- [6] Мухамедов Л.П. *Основы проектирования транспортных космических систем*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2018, 265 с.
- [7] Коровин В.В. Определение массовых характеристик двухступенчатой ракеты. *Инновационная наука*, 2017, №3/2017, ч. 1, с. 84–90.

УДК 519.6

## Реализация алгоритмов метода конечных элементов с использованием системы компьютерной математики MATLAB

Малов Егор Антонович

egor241202@gmail.com

Журавлев Валерий Юрьевич

valera10042002@mail.ru

Сдобников Анатолий Николаевич

sдобnikov\_anatoliy@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

*С использованием системы компьютерной математики MATLAB разработана вычислительная программа численного анализа задач статики стержневых конструкций методом конечных элементов. Рассмотрены особенности программирования на языке программирования MATLAB. Описана структура программы для расчета задач статики стержневых конструкций с использованием пространственного одномерного двух узлового конечного элемента с 12-ю степенями свободы. Апробация разработанного алгоритма метода конечных элементов проведена при сравнительном анализе результатов решений тестовых задач по программе, созданной в пакете MATLAB, и в программном комплексе MSC Patran\_Nastran. Показана высокая степень совпадения результатов расчетов.*

**Ключевые слова:** метод конечных элементов, стержневые космические конструкции, программирование в среде Matlab

При расчетах конструкций аэрокосмической техники в настоящее время находят широкое применение системы автоматизированного проектирования CAD (Computer-Aided Design) и системы автоматизации инженерных расчетов и конструирования CAE (Computer-Aided Engineering) [1]. Эти системы позволяют исследовать широкий спектр задач при численном моделировании поведения конструкций и объектов сплошной среды (расчет напряженно-деформированного состояния, теплообмена, магнитных полей потока жидкости и т.п). Наиболее распространенными системами инженерных расчетов в практике моделирования конструкций можно отнести такие зарубежные пакеты программ как MSC Patran\_Nastran (MSC Software Corporation), Ansys (ANSYS Inc.), Abaqus (ABAQUS, Inc.), и др. Математической основой указанных программ является метод конечных элементов, а сами эти программные комплексы являются коммерческими продуктами соответствующих фирм. Для отечественных предприятий, использующих такие программные продукты, ситуации вынужденного отказа от использования этих программ могут привести к существенным задержкам их деятельности. Во избежание подобных проблем представляется целесообразным разрабатывать и внедрять в инженерную практику открытое программное обеспечение, использующее, в частности, такую, всесторонне апробированную и надежную систему компьютерной математики как Matlab [2]. Систему Matlab это среда, имеющая свой язык программирования, и предназначенная для решения широкого

класса теоретических и прикладных задач с использованием матричной формы представления данных.

К настоящему времени в среде Matlab реализовано большое количество алгоритмов, для решения различных задач механики [3-7].

В работе представлен алгоритм и программа численного моделирования статики стержневых конструкций, реализованные в системе Matlab. Алгоритм предусматривает создание, так называемых, М-файлов с расширением (.m) - файла-программы и файлов-функций. Файл-программа написана на языке программирования Matlab и соответствует алгоритму решения поставленной задачи с последовательным использованием файлов-функций. Обращения к файлам-функций в файле-программе осуществляются с помощью вызова файлов-функций по имени, а также сообщением им входных и выходных параметров. При вызове файла-функции обеспечивается обратимая доступность к информационному массиву, созданному в оперативной памяти. Содержимое информационного массива используется при выполнении файла-функции и по необходимости дополняется или редактируется. После окончания выполнения текущего файла-функции, продолжается выполнение файла-программы. Так же файлы функции могут обеспечивать вывод результатов расчета в необходимом формате (графическом, табличном, текстовом или прочем).

При построении алгоритма предусмотрена возможность редактирования созданных файлов-программы и файлов-функций.

Алгоритм, содержащийся в файле-программе, реализуется с помощью вызова следующих файлов-функций:

1. Задание геометрии исследуемого тела. На основе исходных геометрических характеристик конструкции вычисляются дополнительные параметры, необходимые для дальнейшего расчета.

2. Задание внешних нагрузок.

3. Разделение исследуемой конструкции на подобласти (конечные элементы).

4. Цикл по конечным элементам для формирования глобальной матрицы жесткости.

- 4.1. Вычисление матрицы направляющих косинусов пространственного стержневого конечного элемента.

- 4.2. Вычисление матрицы жесткости конечного элемента в глобальной системе координат.

- 4.3. Сохранение полученной матрицы в информационный массив глобальной матрицы жесткости.

5. Формирование глобального вектора узловых нагрузок.

6. Задание кинематических граничных условий.

По завершении работы всех указанных файлов-функций происходит решение разрешающей системы метода конечных элементов методом параллельных вычислений, встроенных непосредственно в программный комплекс



Matlab (функция LinSolve, преимущество которой является сравнительно высокая скорость при решении СЛАУ больших размерностей). Далее происходит вызов файлов-функций вывода результатов.

На каждом этапе расчета существует возможность визуализации текущего результата, которая также реализуется с помощью файлов-функций.

После вывода результатов, информационный массив сохраняется в оперативной памяти компьютера, с его использованием можно провести дополнительные исследования.

Информационный массив состоит из структурированных блоков данных, в каждом из которых содержится информация либо об отдельном конечном элементе, либо об отдельном узле конечно-элементной модели. Блок данных конечного элемента включает в себя его номер; направляющий вектор; матрицу поворота, необходимую для перехода от локальной к глобальной системе координат; а также матрицы жесткости в локальной и глобальной системах координат. В блоке данных, содержащем информацию об узле конечно-элементной модели, хранятся номер узла; его координаты, вектор нагрузок и вектор перемещений в глобальной системе координат.

В качестве частного случая, позволяющего оценить работоспособность алгоритма была взята стержневая конструкция, обладающая топологией типа, телебашен, ферменных переходных отсеков космических кораблей и ракет-носителей.

Отметим отдельно что вышеупомянутый общий алгоритм (реализованный в виде файла-программы), может дополняться и изменяться на другие топологические конструкции при сохранении общей структуры. Это позволяет использовать программу для решения различных задач, в том числе и таких которые могут быть использованы в методических целях [8].

Для верификации алгоритма была использована программа Patran-Nastran в которой был проведен расчет переходной фермы некоторой ракеты-носителя. Полученные результаты для различных размеров конструкции с высокой точностью совпали. Максимальная относительная погрешность вычисления перемещений составила 0,00234 %. Поэтому можно сделать вывод о том, что точность расчетов алгоритма, реализованного в Matlab может не уступать точности расчета в комплексе Patran-Nastran.

## Литература

- [1] Чумаченко Е.Н., Полякова Т.В., Аксенов С.А. и др. *Математическое моделирование в нелинейной механике (Обзор программных комплексов для решения задач моделирования сложных систем)*. Москва, Учреждение Российской академии наук Институт космических исследований РАН, 2009, 42 с.
- [2] Дьяконов В.П. *MATLAB. Полный самоучитель*. Москва, ДМК Пресс, 2012, 768 с.
- [3] Чепурненко А.С., Языев Б.М., Турко М.С. Расчет металлических гофрированных оболочек при осесимметричном нагружении. *Инженерный вестник Дона*, 2018, № 3.



- 
- [4] Зимин В.Н., Кувыркин Г.Н, Савельева И.Ю., Шахвердов А.О. Моделирование температурного режима привода из материала с эффектом памяти формы. *Вестник Воронежского государственного технического университета*, 2023, т. 19, № 4, с. 7–15.
- [5] Филиппов А.В., Лебедев В.В., Николаев А.В., Моделирование траектории движения авиационных бомб с тормозными устройствами с учетом пространственно-временного изменения параметров атмосферы. *Воздушно-космические силы. Теория и практика*, 2019, № 12, с. 185–193.
- [6] Нгуен Зуи Тхаи. Применение технологии параллельных вычислений при расчете плоских статических задач методом конечных элементов. *Вестник ИргТУ*, 2013, № 9 (80), с. 17–24.
- [7] Шеин А.И., Мальков А.И. Реализация метода конечных элементов в программном комплексе Matlab на примере построения градиен гиперболического и пирамидального типов. *Моделирование и механика конструкций*, 2021, № 14, с. 1–11.
- [8] Баслык К.П. Расчетные программы как дидактический генератор учебной дисциплины «Основы ракетно-космической техники». *Открытое образование*, 2018, т. 22, № 1, с. 48–58.

УДК 629.7

## Исследование динамики ракеты-носителя на жидком топливе с цифровой системой угловой стабилизации

Чжан Юе

zhangyue\_hit-bmstu@qq.com

Темнов Александр Николаевич

antt45@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

*Работа содержит исследование динамических свойств бортовой цифровой системы угловой стабилизации в канале тангажа жидкостной ракеты-носителя (РН). Рассмотрена устойчивость функционирования системы, состоящей из объекта регулирования (ОР), цифрового корректирующего устройства и сервопривода. Показано влияние жидкого топлива и расположения баков на области устойчивости в параметрах объекта регулирования. В параметрах автомата стабилизации (АС), характеризующих работу БЦВМ, построены области устойчивости. Численные результаты приведены для момента времени, когда число Маха РН достигает 1. Проведен сравнительный анализ устойчивости работы непрерывной и дискретной систем стабилизации.*

**Ключевые слова:** математическое моделирование, ракета-носитель, управляемость, устойчивость, цифровое управление

Бортовая цифровая вычислительная машина (БЦВМ), отличаясь своей логической вычислительной способностью и возможностью реализации сложных алгоритмов управления, используется все чаще в современной ракетно-космической отрасли [1]. Эффективность выполнения задач, возникающих перед современной ракетно-космической техникой, во многом определяется надежностью и качеством работы систем управления и стабилизации, систем обработки информации и принятия решений, основой которых в настоящее время является БЦВМ. Использование дискретной системы управления в некоторых случаях приводит к дополнительным положительным эффектам [2].

РН на жидком топливе часто используются для запусков космического назначения. Для получения динамических характеристик полета РН был выполнен баллистический анализ. Используя метод замороженных параметров в окрестности рассматриваемого момента времени полета, были определены все коэффициенты в уравнениях возмущенного движения.

Анализ динамических свойств был проведен на основе полученной системы уравнений движения. При описании колебаний жидкости использовался маятниковый механический аналог [3, 4]. Для полученной гидродинамической модели была исследована задача на собственные колебания. Анализ собственных частот и форм колебаний показал, что одна из форм колебаний характеризует неустойчивые колебания РН [5].

Устойчивость полета во многом зависит от динамических характеристик ракеты и регулятора. В основу анализа устойчивости движения рассматриваемой системы положен частотный метод исследования.

Управляемость рассматриваемой механической системы определялась методом пространства состояний [6, 7]. Результат численного расчета показал, что наличие жидкости не изменяет управляемость системы. Для корректора определенной формы удалось подобрать адекватный набор характеристик для устойчивости движения.

При анализе дискретного регулятора был использован фиксатор нулевого порядка (ФНП). Весовая функция непрерывной части ОР и АС преобразовывалась к дискретному виду после  $z$ -преобразования. Для изучения устойчивости работы такой дискретной системы был выполнен переход от  $z$ -преобразования к  $w$ -преобразованию и были построены частотные характеристики для функции псевдочастоты  $\lambda$ . При этом критерий Найквиста сохраняет прежнюю формулировку, как и для непрерывной системы [2]. Алгоритм дискретного управления был выбран подобным тому в непрерывной системе.

Численный пример, учитывающий влияния расположения баков, подвижности жидкого топлива и наличия дискретного корректора на устойчивость движения ракеты, был проведен в момент времени, когда число Маха РН достигает 1.

Из проведенных исследований были сделаны следующие выводы:

– при адекватном выборе периода квантования по теореме Котельникова-Шеннона процесс дискретизации не изменяет число неустойчивых корней в любом случае, транспонирование частоты при наличии жидкости не обнаруживается [8];

– в частном случае дискретный алгоритм дает дополнительный стабилизирующий эффект. К примеру, удачный подбор характеристики датчика угловой скорости (ДУС) может обеспечивать устойчивость без применения дополнительного корректирующего устройства в задаче угловой стабилизации ракеты как твердого тела без учета отклонения центра масс [9];

– с учетом инертности сервопривода можно приобрести устойчивость РН с и без отклонения центра масс, используя дискретный принцип коррекции, подобный форсирующему звену 1-го порядка в непрерывной системе [10];

– формы амплитудно-фазовой характеристики (АФХ) при использовании непрерывного и дискретного АС похожи, но иногда происходит трансформация частот. Обычно такая трансформация незначительная, но, когда фаза скорректированной системы начинает запаздывать, отличие действительной частоты от псевдочастоты может быть довольно большим (от  $-30$  до  $+5$  рад/с). С увеличением частоты среза возможно пересечение частот в области упругих колебаний корпуса. Этому моменту следует уделять особое внимание;

– инертность АС в рассматриваемый момент времени оказывает влияние на устойчивость системы. Для устойчивости ОР расположение баков не произвольно;

– при дискретизации с адекватным периодом трансформация частот не обнаружена.

## Литература

- [1] Lu Jingchao. *Principle of automatic control (in Chinese)*. Beijing, Tsinghua University, 2013.
- [2] Аренс В.Д. Динамика систем управления ракет с бортовыми цифровыми вычислительными машинами. Москва, Машиностроение, 1972, 232 с.
- [3] Колесников К.С. *Жидкостная ракета как объект регулирования*. Москва, Машиностроение, 1969, 298 с.
- [4] Колесников К.С. *Динамика ракет*. Москва, Машиностроение, 2003, 520 с.
- [5] Ильин М.М., Колесников К.С., Саратов Ю.С. *Теория колебаний*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2003, 272 с.
- [6] Андреев Ю.Н. *Управление конечномерными линейными объектами*. Москва, Наука, 1976, 424 с.
- [7] Дмитриевский А.А., Иванов Н.М., Лысенко Л.Н., Богодистов С.С. *Баллистика и навигация ракет*. Москва, Машиностроение, 1985, 312 с.
- [8] Hu Shousong. *Principle of automatic control (in Chinese)*. Beijing, Science, 2013.
- [9] Чжан Юе, Темнов А.Н. Исследование динамики бортовой цифровой системы угловой стабилизации ракеты как твердого тела. *XLVII Академические чтения по космонавтике 2023: Сборник тезисов, посвященный памяти академика С.П. Королева и других выдающихся отечественных ученых — пионеров освоения космического пространства: сб. тез. в 4 т.* Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2023, т. 3, с. 49–50. EDN GDNGLM.
- [10] Ким Д.П. Теория автоматического регулирования. Линейные системы. Москва, Юрайт, 2022, 311 с.

УДК 629.7

## О ходе выполнения работ по программе биологических исследований в космосе с использованием космического аппарата формата CubeSat «ФитоКУБ»

Павлюченко Андрей Валерьевич<sup>1</sup>

pavlyuchenko@bmstu.ru

Нечитайло Галина Семеновна<sup>2</sup>

spacemal@mail.ru

Глущенко Наталья Николаевна<sup>3</sup>

nnglu@mail.ru

Майорова Вера Ивановна<sup>1</sup>

mayorova@bmstu.ru

Назаров Юрий Сергеевич<sup>4</sup>

yuriy.nazarov@zion-rus.com

Турков Олег Жанович<sup>5</sup>

oleg@turkov.ru

Мельников Игорь Олегович<sup>4</sup>

igor.melnikov@zion-rus.com

<sup>1</sup> МГТУ им. Н.Э. Баумана<sup>2</sup> ИБХФ РАН<sup>3</sup> ФИЦ ХФ им. Н.Н. Семенова РАН<sup>4</sup> ООО «ЦИОН-Рус»<sup>5</sup> ООО «Турков»

*В докладе представлена долгосрочная биологическая программа «ФитоКУБ» по изучению влияния агрессивной космической среды на высшие растения, описан ход выполнения работ по выбору технологий и изучению подходов культивирования высших растений в условиях невесомости, микрогравитации, жестких космических излучений с помощью малых космических аппаратов формата CubeSat для дальнейшего включения в биологическую систему жизнеобеспечения космических станций и баз на других планетах.*

**Ключевые слова:** космическая биология, CubeSat, невесомость, выращивание растений, космическая оранжерея «ФитоКУБ»

Развитие космонавтики приводит к увеличению сроков пребывания человека вне Земных условий. Сейчас этот срок составляет примерно от 3 месяцев до 1 года. От пилотируемых орбитальных станций, вращающихся вокруг Земли на высоте около 400 км человечество в ближайшее будет удаляться. С большой долей вероятности это будут орбитальные лунные станции и модули на поверхности естественного спутника Земли на расстоянии 380 тыс. километров. Стоимость доставки грузов для жизнедеятельности будущих исследователей космоса с увеличением расстояния от Земли будет увеличиваться, при этом логистика будет усложняться. В случае межпланетных длительных экспедиций возможность доставки грузов станет практически не осуществимой. Срок автономного пребывания космонавтов при межпланетных перелетах увеличится до 2–3 лет при существующих скоростях движения космических аппаратов.

Для жизни и деятельности человека в космическом пространстве и на других планетах необходимо обеспечить ряд условий: соответствующую газовую атмосферу, световой режим, температурный режим, наличие воды

и продуктов питания. При наличии достаточного количества воды и источника энергии современная наука позволяет поддерживать требуемые условия среды в изолированном обитаемом объеме. Главной задачей при межпланетных перелетах и жизни на планетных базах остается обеспечение продуктами питания. Сегодня на Международной космической станции этот вопрос решается путем регулярной доставки продуктов питания (как в сублимированном виде, консервированных, замороженных и других) и питьевой воды для экипажа грузовыми кораблями.

При освоении Луны и полетах к другим планетам питание для экипажа необходимо будет воспроизводить на борту КА или в специальных модулях на поверхности планет.

Основная задача программы «ФитоКУБ»: подобрать растительные культуры для возможного выращивания в условиях космоса, а также создать оптимальные условия для полноценного развития растений (микроклимат, газовая среда, освещенность, питательный субстрат) отработать технологии и подходы культивирования высших растений в условиях невесомости, микрогравитации, жестких космических излучений с помощью малых космических аппаратов для дальнейшего включения в биологическую систему жизнеобеспечения космических станций и баз на других планетах.

Для проведения экспериментов в космосе разрабатывается малый космический аппарат «Космический Унифицированный Биомодуль» — «ФитоКУБ» с размещенной на борту герметичной ростовой камерой и автономной системой, способной поддерживать условия, необходимые для роста подобранной культуры на протяжении 1 цикла развития растения из семени до плодоношения.

«ФитоКУБ» имеет ориентировочные габаритные размеры: 100×200×400 мм (ростовая камера: высота 120...400 мм), что соответствует ½ размера спутников типа CubeSat 16U, запускаемых из стандартного контейнера в качестве попутной полезной нагрузки.

Выбранная размерность космического аппарата позволит запускать одновременно по два модуля, соединенных вместе специальными устройствами, как один 16U CubeSat в стандартном контейнере для попутной полезной нагрузки с последующим разделением на независимые космические аппараты-лаборатории. Такой подход позволит провести сравнительный анализ результатов экспериментов при изменении одного из параметров при прочих равных начальных условиях, а также сократит расходы на испытания МКА и увеличит вероятность получения научной информации при внештатной ситуации на одном из выведенных модулей.

Информация о ходе биологического эксперимента на борту «ФитоКУБ» осуществляется путем фотофиксации внутреннего объема ростовой камеры и записью в бортовые ячейки памяти с сопутствующей телеметрией по зоне роста (температура, влажность, давление, газовый состав атмосферы, насыщенность субстрата водой) через определенные интервалы времени с последующей передачей информации на Землю.

Относительная дешевизна самого космического аппарата формата CubeSat и возможность осуществления запуска большого количества таких модулей на орбиту Земли позволят провести ряд экспериментов по выявлению особенностей роста высших растений, которые не могут быть выполнены на борту пилотируемой орбитальной станции, и отработать технологии обеспечения оптимальной среды и питания при культивировании различных биологических культур

### Литература

- [1] Nechitailo G.S., Mashinsky A.L. *Space Biology. Studies at Orbital Stations*. Moscow, Mir, 1993.
- [2] Parfenov G.P. *In Foundations of space biology and medicine*. Moscow, Nauka, 1975.
- [3] Akoev I.G., Dubinin N.P., Yurov S.S. et al. *In Advances in space biophysics*. Pushino, 1978.
- [4] Nguyen M., Knowling M., Burgess A., Fisk I. Space farming: Horticulture systems on spacecraft and outlook to planetary space exploration. *Plant Physiol Biochem.*, 2023, 194, pp. 708–721. <https://doi.org/10.1016/j.plaphy.2022.12.017>

УДК 629.7

## О некоторых вопросах разработки малоразмерного спускаемого аппарата для оперативной доставки грузов с орбитальных станций

Каменева Вероника Андреевна<sup>1</sup>Миненко Виктор Елисеевич<sup>1</sup>Раднаев Баир Аюшиевич<sup>1</sup>Тархан-Моурави Александра Георгиевна<sup>1</sup>Шмаков Иван Денисович<sup>1</sup>Вострикова София Сергеевна<sup>2</sup>Сапецкая Анна Алексеевна<sup>1</sup>

www.cereal\_girl@mail.ru

minenkove@bmstu.ru

radnolfr@gmail.com

tmalyachello@gmail.com

ash.sentinel2050@gmail.com

sofiavostrikova@yandex.ru

sapetskaya2004@yandex.ru

<sup>1</sup> МГТУ им. Н.Э. Баумана<sup>2</sup> ОАО «Туполев»

*Рассмотрены особенности разработки малоразмерного спускаемого аппарата, возможности экспериментальной отработки части его систем и применение компьютерного зрения для разработки системы автоматической умной посадки. Предложены варианты экспериментальных стендов для отработки систем управляемой посадки с использованием парашютов различных видов, также затронуты вопросы выбора электронно-компонентной базы.*

**Ключевые слова:** искусственный интеллект, орбитальная станция, спускаемый аппарат, космические исследования, экспериментальная отработка

В настоящее время создание малоразмерных спускаемых аппаратов (МСА) представляет собой важную задачу в контексте исследования микрогравитационных условий, обеспечивая возможность проведения различных научных экспериментов на орбитальных станциях и автономно без участия человека. Актуальность разработки подобных аппаратов обусловлена их способностью обеспечивать быстрый и дешевый относительно больших спускаемых аппаратов доступ к проведению широкого спектра исследований в области биологии, физики, химии и материаловедения, где условия микрогравитации играют ключевую роль. Исследования, проводимые с помощью подобных аппаратов, имеют потенциал для разработки новых технологий, лекарственных препаратов и материалов, а также для получения углубленного понимания физических явлений и для отработки на своем борту новых систем, узлов и материалов [1].

Разработкой МСА занимается студенческий коллектив Учебно-научный молодежный космический центр МГТУ им. Н.Э. Баумана [2]. Одной из важных задач по созданию капсулы является разработка способа уменьшения разброса ее падения. Разработчиками рассматривались возможные варианты увеличения точности посадки МСА. Анализ показал, что наиболее оптимальным с точки зрения массы аппарата и сложности его разработки с сохранени-



ем требований по массе полезной нагрузки и внешним габаритам аппарата является применение средств по увеличению точности посадки на дозвуковом участке полета. На данном этапе рассматривается управляемая парашютная система с применением компьютерного зрения.

Для определения части параметров пространственного положения аппарата разрабатывается система адаптивного поиска зоны посадки, расположенной на одной из строп парашюта. Анализ зон посадки осуществляется на основе получаемого видеопотока с камеры, которая позволяет различать здания, леса, водные ресурсы, дороги и поля. В качестве тренировочных данных для обучения алгоритма поиска зоны посадки взяты спутниковые снимки из открытых источников [3]. Точность разрабатываемого алгоритма на данный момент составляет 94 %.

Проверку выбранных технических решений предлагается провести через полигонные испытания парашютной системы, а именно броски с квадрокоптера, парaplана, дельталета и со стратосферного зонда с максимальной высотой броска 10 километров. В рамках испытаний планируется провести тесты сферического, полусферического, крестообразного и парашюта-крыла с замером времени падения и времени наполняемости купола. Дополнительно планируется провести тестирование нескольких бортовых решателей на основе STM32 и Raspberry Pi, а также системы поддержания жизнедеятельности биологического объекта на борту объекта испытаний. Для проверки правильности применяемой методики расчета параметров парашюта используются открытые данные испытаний спортивных парашютов [4].

Практическая значимость работы состоит в том, что разрабатываемая система увеличения точности посадки может быть применима не только в рамках разработки МСА, но и как отдельная разработка доставки грузов в труднодоступные районы.

## Литература

- [1] Полищук Г.М., Пичхазде К.М. *Автоматические космические аппараты для фундаментальных и прикладных научных исследований*. Москва, МАИ-ПРИНТ, 2010, 659 с.
- [2] Pavlyuchenko V., Denisov M., Kotlovskikh P., Mayorova V., Minenko V. Development of smallscale autorotative lander for ISS payload. *AIP Conference Proceedings*, 2021, vol. 2318, no. 1, art. 120015. <https://doi.org/10.1063/5.0035795>
- [3] *LandCover.ai. kaggle*. URL: <https://www.kaggle.com/datasets/adrianboguszewski/landcoverai/data> (accessed March 25, 2023).
- [4] Лялин В., Морозов В., Пономарев А. *Парашютные системы*. Москва, Физматлит, 2009.

УДК 629.7

## Проектно-компоновочные и конструктивные характеристики парашютной системы малогабаритного спускаемого аппарата

Гусева Наталья Анатольевна  
Каменева Вероника Андреевна  
Ваяута Максим Николаевич  
Майорова Вера Ивановна

gusnatet@yandex.ru  
www.cereal\_girl@mail.ru  
maxim.vayuta@gmail.com  
mayorova@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

*Малогабаритный спускаемый аппарат (МСА) предназначен для доставки научных и промышленных грузов. Проект направлен на внедрение малых капсул для научного и промышленного применения на орбитальных станциях и автономно. Проект выполняется в учебно-научном молодежном космическом центре (УНМКЦ) и нацелен на создание малогабаритного спускаемого аппарата для доставки результатов исследований с орбитальных станций. Основная цель — оперативная доставка из космоса на Землю.*

**Ключевые слова:** парашютная система, система ввода, парашютная система, парашютный контейнер, динамика, проектирование, парашютный контейнер, спускаемый аппарат, космонавтика

Для доставки грузов на начальных этапах развития космического производства рационально использовать малогабаритные спускаемые капсулы, что будет являться апробацией технологий доставки для растущих производительных мощностей в космосе и позволит проводить больше исследований для пользы человечества.

МСА может совершать посадку, как в пределах штатного посадочного полигона на территории России – выбранный район до 50...55° с. ш. в (полигон посадки ПТК), так и в зонах посадки СА Союз-МС в Казахстане вблизи города Жезказган. Рельеф обоих районов равнинный, средняя высота над уровнем моря приблизительно 200 м (максимальная высота — 1 км). Структура грунта — плотная, зернистая, почвы в основном среднесуглинистые, песчаные. Примерно 40 % площади районов в зимний период имеет неустойчивый снежный покров. Максимальная расчетная скорость ветра в районах посадки составляет 15 м/с. Разброс координат возможных точек посадки капсулы составляет в продольном направлении  $\pm 120$  км, а в поперечном  $\pm 15$  км. На величину разброса точки посадки влияют в основном такие факторы, как ошибка в выдаче тормозного импульса (по величине, направлению, времени), отклонение фактических аэродинамических характеристик капсулы от расчетных, величина отклонения поперечной центровки и моментов инерции капсулы от расчетных значений, характеристики реальной атмосферы по трассе спуска [1].

В парашютную систему МСА входят следующие основные части:

1) раскрывающее устройство. Роль раскрывающего устройства выполняет вытяжная веревка или трос, закрепленные одним концом к верхней крышке малогабаритного спускаемого аппарата;

2) вытяжной парашют для вытягивания тормозного парашюта;

3) тормозной парашют, служащий для гашения скорости падения груза, обеспечения стабилизированного спуска груза при десантировании с большой высоты и вытягивания основного парашюта после отделения тормозного парашюта от груза;

4) замковое устройство с дистанционным прибором, предназначенное для присоединения тормозного парашюта к грузу и для дистанционного отделения его от груза. Замковое устройство помещено на корпусе груза или на соединительных звеньях между грузом и тормозным парашютом;

5) купол основного парашюта – управляемого парашюта-крыла (УПК) со стропами;

б) камера для укладки парашютной системы в отсеке груза.

Вытяжной парашют, введенный в действие с помощью троса, закрепленного одним концом к верхней отстреливающейся крышке МСА, вытягивает купол и стропы тормозного парашюта на всю длину. При этом вытяжной парашют соединен вытяжной стропой с полюсной частью купола тормозного парашюта.

По натяжению стропы замковое устройство расстегивается после того, как истечет заданный отрезок времени падения или, когда груз достигнет определенной высоты, и отделяет от груза тормозной парашют, который, отставая от груза, вводит в действие купол УПК.

За время вытягивания купола и строп основного парашюта груз падает свободно и скорость его увеличивается. Следует отметить, что увеличение скорости падения груза может быть значительным при большой длине купола и строп УПК или при малой площади вытяжного парашюта [2].

Одним из недостатков такой схемы парашютной системы является то, что замковое устройство воспринимает всю нагрузку, действующую на купол тормозного парашюта при его наполнении, в результате чего замковое устройство становится громоздким при больших нагрузках.

К преимуществам рассмотренной системы следует отнести удобство размещения дистанционного прибора вблизи от замкового устройства на отсеке груза, а также возможность обеспечения устойчивого спуска груза на тормозном парашюте с большой высоты. В этом случае тормозной парашют является также и стабилизирующим.

Из заданных параметров: веса десантируемого груза; площади миделя груза; коэффициента сопротивления груза; вертикальной скорости снижения груза при приземлении; скорости груза при раскрытии парашют; максимальной и минимальной высоты возможного раскрытия парашютной системы; допустимой перегрузки при торможении системы в процессе раскрытия парашютной системы определяем основные параметры парашютной системы,

обеспечивающей предельную скорость посадки парашютной системы и другие необходимые параметры, такие как надежность, эффективность и прочность системы. В результате получаем обобщенные массовые характеристики парашютной системы для дальнейшего расчета объемных характеристик.

Для используемых в компоновке парашютной системы была составлена массовая и объемная сводка с использованием среднестатистических значений плотности блоков каждой части системы. Произведено определение объема блоков каждой части системы в пределах габаритных ограничений теоретического чертежа, и произведен учет объемов, потребных для проведения монтажно-компоновочных работ. Габаритно-массовые и инерциальные зависимости для спускаемых аппаратов капсульного типа в основном имеют монотонно возрастающий характер при варьировании такими граничными условиями, время автономной работы аппарата, масса и габаритные размеры полезного груза. Соотношения для определения суммарного объема и габаритных размеров аэрокосмического аппарата имеют более усложненную структуру по сравнению с соотношениями для расчета массовых характеристик. Поэтому приходится использовать более сложные зависимости для определения объема достаточно разнообразной аппаратуры и агрегатов, зачастую не имеющих в системе каких-либо характерных идентификационных признаков.

В работе был использован многолетний опыт проектирования СА «Союз», позволивший определить ряд опытных коэффициентов плотности компоновки аппаратуры, в частности парашютной системы, и увязать в единую систему процесса формирования объемно-массовых зависимостей [3]. Полученное объемное уравнение для парашютной системы МСА достаточно удобно для проведения работ по формированию проектного облика малогабаритного спускаемого аппарата первого этапа совместно с массовым уравнением.

В итоге, сравнивая полученный эффективный объем парашютной системы и свободный объем в капсуле малогабаритного спускаемого аппарата, можно сделать вывод, что данная компоновка ПС возможна.

Таким образом, удельная масса полезной нагрузки разрабатываемого МСА, стремится к 70 % от общей взлетной массы. В то же самое время для МСА или БПЛА вертолетного или мультироторного типа полезная нагрузка составляет максимум 30 % от общей взлетной, что является значительным недостатком для осуществления грузовых перевозок в экстремальных условиях.

Таким образом, в качестве системы посадки для капсулы выбрана парашютная система, размещаемая в отсеке груза. Парашютная система обеспечивает посадку капсулы с заданной вертикальной скоростью.

Ввод средств посадки осуществляется на высоте  $H = 6$  км при скорости движения капсулы  $V = 262$  м/с [4].

Тормозной парашют площадью  $0,197$  м<sup>2</sup> крепится фалом к отстреливаемой крышке парашютного контейнера, вводится в работу при ее отстреле пи-

ротолкателями со скоростью 10 м/с. Тормозной парашют связан с корпусом капсулы через одно соединительное звено и узел подвеса, расположенный на шпангоуте парашютного контейнера. По команде от датчика ударных перегрузок силовые ленты соединительного звена в узле подвески перерубаются, и тормозной парашют отделяется.

Управляемый парашют-крыло площадью 43,747 м<sup>2</sup> вводится в работу при установившемся движении капсулы на тормозном парашюте после отделения последнего и обеспечивает посадку капсулы с вертикальной скоростью  $4 \pm 0,45$  м/с. Скорость указана для стандартной атмосферы на уровне моря. При расчете предельных отклонений скорости учитывался разброс в конструкции парашютной системы, но не учитывались турбулентность атмосферы и влияние пульсации купола [3]. Максимальная расчетная скорость посадки МСА с учетом всех факторов (конструктивных разбросов, вариации параметров атмосферы, турбулентности и пульсации купола) составляет 6,1 м/с.

Основной парашют связан с корпусом капсулы при помощи двух соединительных звеньев и двух узлов подвески, симметрично расположенных по диаметру шпангоута парашютного контейнера, чем обеспечивается вертикальная подвеска капсулы. Отделение основного парашюта осуществляется в узлах его подвески после посадки капсулы отсечкой силовых лент двух соединительных звеньев.

В настоящей работе рассмотрена система посадки малогабаритного спускаемого аппарата, рассчитана парашютная система и был проведен расчет на прочность конструктивных элементов системы. В результате массогабаритного анализа были рассчитаны объемные характеристики, была произведена компоновка парашютной системы в отсек с грузом капсулы малогабаритного спускаемого аппарата.

## Литература

- [1] Легостаев В.П. Возвращаемая баллистическая капсула «Радуга». Центр научно-технической информации «Поиск». Москва, Энергия, 1994, с. 22–24.
- [2] Лобанов Н.А. *Основы расчета и конструирования парашютов*. Москва, Машиностроение, 1965, с. 153–203.
- [3] Миненко В.Е., Белкина Г.Е., Якушев А.Г. *Исследование проектных характеристик аэрокосмических аппаратов капсульного типа*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2015, с. 46–53.
- [4] Ваюта М.Н., Мухамедова Э.О., Денисов М.А. и др. Исследование аэродинамических и баллистических характеристик малого спускаемого аппарата для доставки научных грузов с орбитальных станций. *XLVI Академические чтения по космонавтике, посвященные памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых — пионеров освоения космического пространства: сб. тез.* в 4 т. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2022, т. 3, с. 216–220.

УДК 621.454

## Особенности отработки монотопливного жидкостного ракетного двигателя малой тяги на перекиси водорода

Щедрин Владимир Владимирович<sup>1,2</sup>

spacesteel@bk.ru

Нафиков Марат Ирекович<sup>2</sup>

maratn2010@gmail.com

Евсеев Святослав Анатольевич<sup>3</sup>

slavaandtrassa67779@gmail.com

<sup>1</sup> АО «НПО Энергомаш»<sup>2</sup> МГТУ им. Н.Э. Баумана<sup>3</sup> ЦИАМ им. П.И. Баранова

*Рассмотрены особенности отработки монотопливного ЖРДМТ на перекиси водорода, методы его разработки и изготовления, а также автономные и комплексные испытания пневмогидравлической системы и узлов автоматики ЖРДМТ. Описан процесс разработки и анализа работоспособности катализаторного пакета. Приведены методики проведения испытаний. Описаны результаты огневых испытаний, процесс доводки узлов и агрегатов систем.*

**Ключевые слова:** ЖРДМТ, ПГС, ДУ, перекись водорода, САУ ДУ

Создание техники, работающей в условиях повышенных силовых и температурных нагрузок, такой как ЖРДМТ, требует комплексной отработки всего изделия на различных режимах и автономных испытаний составных частей двигателя [1, 2]. При реализации испытательных работ разработана программа и методика отработки и определены технические требования к оборудованию.

Описаны методики испытаний, доводки узлов пневмогидросистемы двигательной установки и автоматизированной системы управления подготовки пуском. Рассмотрены результаты проведенных испытаний. Описана структурная схема ПГС, исходя из простоты ее создания и функционирования. Рассмотрен порядок и этапы функционирования автоматизированной системы управления подготовки пуском. Учтена возможность отказа электронной системы управления и переход к «ручному» пуску. Приведено устройство и состав основных узлов управления, а также принцип их действия. Описана серия испытаний, проверка каждой из составных частей пневмогидравлической системы, ход работ. Проанализированы трудности, возникшие при изготовлении систем и их тестах.

Приведен состав пневмогидросистемы двигательной установки. В него входят: основной пневмоклапан подачи компонента, реактор, катализаторный пакет, трубопроводы, обратный клапан, предохранительный клапан, преобразователь давления, два пироклапана и бак компонента. В состав автоматизированной системы управления подготовки пуском входят: система контроля давления в составляющих элементах, состоящая из 8 преобразователей давления и стрелочных манометров, наземный заправочный бак, аккумулятор

давления, система отстрела наддува, ручные вентили, электро и пневмоклапана, пневмораспределители.

Рассмотрен принцип составления рабочего расчета функционирования ЖРДМТ. При создании математических моделей учитывались особенности работы составных элементов и физических свойств рабочих тел. Результатом расчетов являются рекомендации к проектируемой конструкции основных элементов изделия и методике испытаний. Задача натурных испытаний является подтверждение работоспособности изделия и валидирование проведенных расчетов для создания научного задела.

Фиксация результатов отработки требует настройки и тарировки считывающего оборудования. Подготовительные работы зависят от установленных требований в программе и методике испытаний ЖРДМТ и его составных частей.

Подача компонента в двигатель управляется пневматическим клапаном. Преимуществом пневматического клапана является возможность обеспечения больших показателей прижимных усилий, следовательно, больших проходных сечений, в сравнении с электроклапанами. Описан принцип работы и расчета приводящего механизма пневматического клапана. Представлена программа испытаний и критерии удовлетворительной работы изделия.

Основным показателем эффективности любого ракетного двигателя является удельный импульс. На его величину влияют конструктивные параметры и энергетические возможности топлива. В случае с пероксидом водорода требуется организовать эффективный процесс образования парогазовой смеси в результате прохождения компонента через катализаторный пакет [3, 4]. Описана технология и принцип работы катализаторного пакета, его энергетические и масса-габаритные характеристики. Представлена программа испытаний и критерии удовлетворительной работы катализаторного пакета.

По достижении удовлетворительных параметров работоспособности составных частей ЖРДМТ, прошли комплексные испытания изделия в сборе. Полученные данные были проанализированы с целью определения основных параметров работы ЖРДМТ. На основе проведенного анализа приведены сравнительные таблицы полученных данных и их сравнение с теоретически-полученными параметрами, что подтвердило работоспособность монотопливного ЖРДМТ на перекиси водорода.

## Литература

- [1] Агеенко Ю.И. Двигатель стабилизации, ориентации и обеспечения запуска маршевого двигателя МКБ «Фрегат». *Вестник НПО им. С.А. Лавочкина*, 2014, № 1 (22), с. 44–46.
- [2] Жуковский А.Е., Кондрусев В.С., Левин В.Я., Окорочков В.В. *Испытания жидкостных ракетных двигателей*. Москва, Машиностроение, 1981, 199 с.
- [3] Добровольский М.В. *Жидкостные ракетные двигатели. Основы проектирования*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2016, 461 с.
- [4] Гахун Г., Баулин В.И., Володин В.А. и др. *Конструкция и проектирование жидкостных ракетных двигателей*. Москва, Машиностроение, 1989, 424 с.



УДК 629.7

## Автоматизация процесса изготовления солнечных батарей для малых космических аппаратов формата CubeSat

Заичкин Иван Николаевич  
Рачкин Дмитрий Анатольевич  
Лябзина Вера Евгеньевна  
Горшкова Татьяна Андреевна

ivanzaichkin@gmail.com  
rachkin@bmstu.ru  
vera-ljabzina@rambler.ru  
gorshkovatatuana@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

*Настоящая работа содержит описание разработки станка для автоматизации технологических операций изготовления солнечных батарей наноспутника форм-фактора CubeSat. Рассмотрен вопрос применения автоматизированного процесса изготовления солнечных батарей для наноспутника форм-фактора 6U CubeSat. Сделаны выводы о результатах применения станков с численно-программным управлением для автоматизации трудоемких процессов.*

**Ключевые слова:** автоматизация, CubeSat, солнечные батареи

Конструкторское бюро «ПроКИТ» МГТУ им. Н.Э. Баумана продолжает разработку линейки космических аппаратов форм-фактора CubeSat [1–4]. В настоящее время ведется разработка раскрываемых солнечных батарей для малого космического аппарата (МКА) размера 6U.

Солнечная батарея МКА представляет собой типовую печатную плату с наклеенной на нее цепочкой фотоэлементов. «Минус» и «плюс» каждого фотоэлемента после поклейки припаивается шинами соответственно к лицевой и тыльной стороне печатной платы.

Технологический процесс изготовления солнечной батареи включает в себя изготовление печатной платы, изготовление фотоэлементов, монтаж фотоэлементов на панель.

Авторами разработан станок для автоматизации наиболее «грязных» и трудозатратных операций, которыми являются: нанесение герметика на фотоэлементы и нанесение клея на панель при монтаже фотоэлементов.

Ранее герметик наносился на фотоэлементы вручную из шприца. Типовым браком при этом было неравномерное распределение герметика по площади фотоэлемента.

При нанесении клея на панель использовались специальные трафареты, обеспечивающие равномерное распределение клея без замкнутых областей с воздухом, которые могут привести к поломке фотоэлемента в космосе. При ручной поклейке был высокий расход клея и изопропилового спирта.

За основу станка взят трехкоординатный ЧПУ станок, шпиндель которого был заменен на дозатор герметика и клея. Выдавливание необходимого количества герметика или клея осуществляется двумя шаговыми двигателями.



В результате автоматизации удалось значительно сократить количество брака, достичь значительной экономии расходных материалов и снизить время изготовления солнечной батареи.

### Литература

- [1] Мельникова В.Г., Головин А.А., Егорочкин К.А. и др. Наноспутники «Ярило» № 3 и № 4 для исследования космической погоды. *XLVI Академические чтения по космонавтике, посвященные памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых — пионеров освоения космического пространства: сб. тез. в 4 т.* Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2022, т. 3, с. 289–293.
- [2] Tenenbaum S., Rachkin D., Melnikova V. et al. Onboard systems of Yareelo nanosatellites for solar activity and radiation monitoring. *AIP Conference Proceedings. XLIV Academic Space Conference: Dedicated to the Memory of Academician S.P. Korolev and Other Outstanding Russian Scientists — Pioneers of Space Exploration*, 2021, art. 120016.
- [3] Mayorova V., Melnikova V., Tenenbaum S. et al. Yareelo – Group of Nanosatellites for Space Weather Monitoring. *Proceeding of 71th International Astronautical Congress*, 2020. EDN OMAGFL
- [4] Mayorova V. Morozov A. Golyak I. et al. Determination of Greenhouse Gas Concentrations from the 16U CubeSat Spacecraft Using Fourier Transform Infrared Spectroscopy. *Sensors*, 2023, vol. 23, art. 6794. <https://doi.org/10.3390/s23156794>





**Секция 15. КОМБИНИРОВАННЫЕ  
СИЛОВЫЕ УСТАНОВКИ ДЛЯ ГИПЕРЗВУКОВЫХ  
И ВОЗДУШНО-КОСМИЧЕСКИХ  
ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ**

---



УДК 533

## Тяга кольцевого сопла с внутренним дефлектором в турбулентном режиме

Хмелевский Александр Николаевич

khmelevsky@imec.msu.ru

Афони娜 Наталья Евгеньевна

afonina@imec.msu.ru

Левин Владимир Алексеевич

levin@imec.msu.ru

НИИ механики МГУ имени М.В. Ломоносова

*Представлены результаты расчетов и измерений силы тяги в условиях турбулентных режимов истечения высокотемпературных продуктов сгорания из кольцевого сопла. Расчеты выполнены на основе осредненных по Фавру уравнений Навье — Стокса и приближения Буссинеска для описания процессов турбулентного переноса. Проведен анализ влияния формы выхлопного сопла кольцевого соплового устройства с внутренним дефлектором на величину развиваемой тяги. Выполнено сравнение расчетных значений силы тяги сопла с соответствующими измеренными величинами.*

**Ключевые слова:** модель турбулентности, тяга, кольцевое (выхлопное) сопло, численное исследование, измерения

Кольцевые сопла по ряду характеристик могут представлять потенциальный интерес для использования в авиации и ракетостроении в качестве конкурентов традиционным соплам Лавала в выходных устройствах реактивных двигателей. Они имеют заметно меньшую длину вдоль вектора тяги, а формируемое ими течение способно автоматически приспосабливаться к внешним условиям при изменении высоты полета. В настоящее время некоторые из них нашли применение в авиации и ракетостроении. Создание расчетных моделей, адекватно описывающих процессы, протекающие в таких устройствах, и их валидация в экспериментах — важный этап на пути их практического применения.

В работе представлены результаты расчетно-экспериментальных исследований силы тяги кольцевого сопла с внутренним дефлектором [1] в турбулентном режиме. В качестве рабочего газа рассмотрены высокотемпературные продукты сгорания ацетилена в воздухе. Проведено сравнение расчетных результатов силы тяги с ее экспериментально измеренными значениями, полученными в импульсной аэродинамической трубе. Представлен анализ влияния формы выхлопного соплового устройства на величину развиваемой тяги.

Расчеты течения и тяги сопла с учетом вязкости основывались на комплексе программ, включающих программы численного интегрирования нестационарных уравнений Навье — Стокса для различных моделей газовой среды. Для описания турбулентного переноса была использована трехпараметрическая Lag Model [2], основанная на известной модели Уилкокса [3].

Подробное описание математической модели течения и метод вычислений представлены в [4]. Здесь же отметим, что:

1. Для описания турбулентного течения в сопле использованы осредненные по Фавру [5] уравнения Навье — Стокса. Генерация программ и локальных баз термофизических данных осуществлена с помощью оригинальной технологии — вычислительной системы NIGHTTEMP [6].

2. Основные предположения, принятые в расчетной модели следующие:

– газ рассматривается как идеальная одно температурная реагирующая смесь совершенных газов;

– для вычисления молекулярных вязких потоков используется приближение Навье — Стокса;

– турбулентное течение описывается осредненными по Фавру давлением, вектором скорости, мольными концентрациями компонентов и температурой;

– используется приближение Буссинеска для описания турбулентных потоков и двухпараметрическая модель Уилкокса для вычислений коэффициентов переноса.

Экспериментальные исследования модели кольцевого сопла были выполнены в импульсной аэродинамической трубе. Ее подробное описание представлено в [8, 9]. В опытах контролировалось изменение сигналов с высокочастотных пьезоэлектрических и тензометрических датчиков давлений, установленных на боковых стенках в различных точках проточного канала. Тяга сопла измерялась тензометрическим датчиком силы. Турбулентность течения в опытах обеспечивалась введением в дозвуковую полость модели сопла специальной вставки, заполненной мелкоячеистой проволочной сеткой. Типичные сигналы изменения давления и силы тяги приведены ранее в [8, 9].

В результате проведенного расчетно-экспериментального исследования определены тяговые характеристики кольцевого сопла с внутренним дефлектором в стартовых режимах в высотных условиях.

Установлены особенности структуры течения в подобных устройствах, которая характеризуется формированием газового центрального тела. Определены геометрические параметры внешней границы реактивной газовой струи на расстояниях до полу калибра от диаметра выхлопа вниз по потоку. За пределами указанного интервала внешняя граница струи претерпевает излом и площадь ее поперечного сечения заметно увеличивается.

Показано, что в исследованных режимах значения силы тяги и удельного импульса слабо зависят от угла раскрытия выхлопного сопла, что подтверждено экспериментальными измерениями. Расчетное исследование показало, что в рассмотренных режимах истечения в сопловом устройстве, устанавливается «стационарный» турбулентный режим, в котором максимальное значение коэффициента турбулентной вязкости на несколько порядков превышает значение коэффициента молекулярной вязкости.

*Работа выполнена в соответствии с планом исследований НИИ механики МГУ имени М.В. Ломоносова (тема № АААА-А19-119012990113-1).*

**Литература**

- [1] Levin V.A., Afonina N.E., Gromov V.G., Manuylovich I.S., Khmelevsky A.N., Markov V.V. Spectra signals of gas pressure pulsations in annular and linear dual slotted nozzles. *Combustion Science and Technology*, 2019, vol. 191, no. 2, pp. 339–352.
- [2] Olsen M.E., Coakley T.J. The Lag Model, a Turbulence Model for Non Equilibrium Flows. *AIAA Papers*, 2001-2564, 10 p. <https://doi.org/10.2514/6.2001-2564>
- [3] Wilcox D.C. Multiscale Model for Turbulent Flows. *AIAA J.*, 1988, vol. 26, no. 11, pp. 1311–1320. <https://doi.org/10.2514/3.10042>
- [4] Левин В.А., Афонина Н.Е., Громов В.Г., Хмелевский А.Н. Численное исследование течения в кольцевом сопле на основе турбулентной модели. *Доклады Российской академии наук. Физика, технические науки*, 2022, т. 503, № 1, с. 47–51. <https://doi.org/10.31857/S2686740022020080>
- [5] Favre A. Equations des gaz turbulents compressibles. Part 1: Formes generals. *Journal de Mecanique*, 1965, vol. 4, no. 3, pp. 361–390.
- [6] Afonina N.E., Gromov V.G., Sakharov V.I. Hightemp Technique for High Temperature Gas Flows Numerical Simulation. *Proc. of the 5th European Symposium on Aerothermodynamics for Space Vehicles*, Cologne, Germany, 2005, pp. 323–328.
- [7] Warnatz J., Maas U., Dibble R.W. *Combustion. Physical and Chemical. Fundamentals, Modeling and Simulations, Experiments, Pollutant Formation*. Springer, 2001, 351 p.
- [8] Левин В.А., Пережогин В.Н., Хмелевский А.Н. Особенности структуры течения продуктов сгорания в сферической полузакнутой полости. *ФГВ*, 1995, т. 31, № 1, с. 32–40.
- [9] Левин В.А., Афонина Н.Е., Громов В.Г., Смехов Г.Д., Хмелевский А.Н., Марков В.В. Газодинамика и тяга выходного устройства реактивного двигателя с кольцевым соплом. *ФГВ*, 2012, т. 48, № 4, с. 38–50.

УДК 621.4

## Методика определения характеристик приземного вихря, образующегося под силовой установкой с воздушным винтом самолета

Бороздин Сергей Александрович  
Нескоромный Евгений Вячеславович

borozdin4@yandex.ru  
neskor80@yandex.ru

ВУНЦ ВВС «ВВА»

*Обоснована актуальность проблемы повреждения посторонними предметами элементов силовых установок, оснащенных воздушными винтами, по причине заброса приземным вихрем. Представлен анализ научных работ, направленных на определение характеристик приземного вихря, образующегося при работе силовой установки. Предложена методика определения характеристик приземного вихря, образующегося под силовой установкой с воздушным винтом летательного аппарата. Представлены результаты апробации методики для силовой установки с воздушным винтом легкомоторного учебно-тренировочного самолета.*

**Ключевые слова:** силовая установка, воздушный винт, приземный вихрь, циркуляция, методика

В работе рассмотрено образование системы приземных вихрей, возникающих при работе авиационной силовой установки (СУ) во время опробования, руления, взлета или посадки летательного аппарата (ЛА). Возникающее при этом вихревое течение воздействует на посторонние предметы (ПП), находящиеся на поверхности аэродрома. Как правило, это ведет к забросу ПП на вход в СУ и возможному повреждению ее элементов, что является одной из причин преждевременного съема двигателей с эксплуатации. Данная проблема особо актуальна, т.к. такие элементы СУ, как лопасти воздушных винтов (ВВ) новых образцов ЛА выполняются из полимерного композиционного материала и характеризуются большей повреждаемостью, чем металлические. Авторами отмечено, что ВВ являются сложными высоконагруженными элементами, испытывающими в течение продолжительного времени эксплуатации сложный комплекс воздействий различной природы, а именно статические нагрузки, вибрации, эрозионный износ и т.д. Кроме того, приземный вихрь ведет к возникновению неравномерности потока на входе в компрессор, что, как и повреждение элементов ГТД, способствует возникновению срывных явлений на рабочих лопатках. Это ведет к снижению запаса газодинамической устойчивости компрессора.

Авторами представлен исторический анализ работ [1–10], направленных на определение характеристик приземного вихря, образующегося при работе СУ. Значительное количество трудов [1–5] посвящено исследованию характеристик приземного вихря, образующегося при работе СУ, оснащенной ГТД прямой реакции. Однако, исторический анализ позволяет сделать вывод, что



изучению механизма образования приземного вихря при работе СУ с ВВ уделено значительно меньшее внимание.

В рассмотренных трудах представлены результаты определения параметров приземного вихря на основе метода дискретных вихрей [2, 6, 8], метода конечных объемов [4], а также с использованием метода цифровой трассерной визуализации (*PIV* — *Particle Image Velocimetry*) [3, 10].

В работе предложена методика определения характеристик приземного вихря, образующегося под СУ с ВВ самолета, на основе аналитического метода. Авторами определена связь возможного подхвата ПП с поверхности аэродрома приземным вихрем через параметр циркуляции  $\Gamma$  с геометрическими параметрами ВВ и входного устройства, скоростью воздушного потока на входе в СУ, связанной с режимом работы, внешними атмосферными условиями, скоростью и направлением невозмущенного потока.

Методика базируется на математической модели определения относительной циркуляции вихря, возникающего при работе СУ с изолированным ВВ.

Исходные данные, используемые в методике определения характеристик приземного вихря, образующегося под СУ с ВВ самолета, подразделяются на следующие группы:

- геометрические параметры ЛА;
- параметры и характеристики СУ;
- ветровой режим;

Разработанная методика была апробирована на СУ с ВВ легкомоторного учебно-тренировочного самолета, для которого характерна компоновка с низким расположением изолированного ВВ. Рассмотрен «ВЗЛЕТНЫЙ» режим работы СУ. Определена относительная циркуляция вихря  $\Gamma^*$  на разбеге в зависимости от направления и скорости невозмущенного потока.

Определена скорость движения ЛА, при которой происходит отрыв вихря от подстилающей поверхности с дальнейшим разрушением в условии безветрия.

В работе представлен сравнительный анализ характеристик приземного вихря. Авторами сделан вывод, что условиях безветрия при начале разбега ЛА приземный вихрь отсутствует. Однако, с ростом скорости набегающего потока при разбеге, относительная циркуляция  $\Gamma^*$  значительно возрастает, что свидетельствует об интенсивном вихреобразовании. Получены результаты для случая разбега ЛА в условиях бокового ветра, позволяющие утверждать, что увеличение угла направления невозмущенного потока способствует росту относительной циркуляции вихря  $\Gamma^*$  в момент страгивания. Установлено, что компоновка летательного аппарата с низким расположением силовой установки с воздушным винтом предрасположена к вихреобразованию на всем этапе разбега.

Таким образом, в результате проведенного исследования представлена методика, позволяющая на основе данных о компоновке летательного аппа-

рата, параметрах и характеристиках силовой установки с воздушным винтом, а также ветрового режима определить характеристики приземного вихря. Получены зависимости изменения параметров приземного вихря, образующегося при работе силовой установки, оснащенной воздушным винтом, для легкомоторного самолета на этапе разбега.

## Литература

- [1] Комов А.А. Теоретические основы и технические решения для защиты авиационных двигателей от попадания твердых посторонних предметов с поверхности аэродрома. Дис... д-ра техн. наук. Москва, 2005, 400 с.
- [2] Евдокимов А.И. Обоснование выбора эффективных систем защиты от повреждений посторонними предметами двигателей самолетов военного назначения. Дис... д-ра техн. наук. Москва, 1993, 520 с.
- [3] Murphy J. Intake Ground Vortex Aerodynamics. PhD Thesis. Cranfield University School of Engineering Academic, 2008. URI: <http://hdl.handle.net/1826/3515> (accessed November 29, 2022).
- [4] Салтыков А.Н., Пашталян М.В., Нескоромный Е.В. Применение алгоритма для расчета вихревого течения перед моделью воздухозаборника квадратного сечения. Актуальные проблемы инновационных систем информации и безопасности. Матер. междунар. науч.-практ. конф.: в 2 ч. Ч. 2. Воронеж, Научная книга, 2010, с. 349–353.
- [5] Алексеев В.Б., Ботин С.В., Евдокимов А.И., Комов А.А., Карапетян А.К. Исследование путей снижения интенсивности вихревого течения перед воздухозаборником ГТД. Научно-методические материалы по конструкции и системам управления ГТД. Тр. ВВИА им. Н.Е. Жуковского, Москва, ВВИА, 1989, с. 89–96.
- [6] Евдокимов А.И., Горский А.Н., Максимов Ю.Е. Расчет движения посторонних предметов на входе в силовую установку с ТВД. Конструкция и системы управления ГТД: сб. науч.-метод. материалов. Москва, ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 2001, с. 15–24.
- [7] Горский А.Н. Параметры дробления частиц при соударении с преградами из композиционных материалов и определение вероятности попадания осколков на вход в воздухозаборник силовой установки с турбовинтовым двигателем. Конструкция и системы управления ГТД: сб. науч.-метод. материалов. Москва, ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 2001, с. 68–79.
- [8] Шубин И.А., Богданов М.А., Горский А.Н. Расчетные исследования параметров взаимодействия посторонних предметов с лопастями винтовентиляторов. Конструкция и системы управления ГТД: сб. науч.-метод. материалов. Москва, ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 2004, с. 3–11.
- [9] Марков Д.С., Нескоромный Е.В. Методика определения живучести и стойкости воздушных винтов летательных аппаратов к ударному воздействию посторонних предметов. Известия высших учебных заведений. Машиностроение, 2019, № 10, с. 93–102.
- [10] Yang Y., Sciacchitano A., Veldhuis L.L.M., Eitelberg G. Analysis of propeller-induced ground vortices by particle image velocimetry. *Journal of Visualization*, 2017, vol. 21 (1), pp. 39–55. <https://doi:10.1007/s12650-017-0439-1>

УДК 536:537

## Разработка новых конструктивных схем форсунок повышенных характеристик для реактивных двигателей сверхзвуковых, гиперзвуковых и аэрокосмических летательных аппаратов

Алтунин Виталий Алексеевич<sup>1</sup>

altspacevi@yahoo.com

Абдуллин Мансур Рустамович<sup>1</sup>

mansur1392@mail.ru

Жилякова Алина Евгеньевна<sup>1</sup>

alina4430289@gmail.com

Пронин Константин Андреевич<sup>1</sup>

kostipronin@mail.ru

Яновская Мария Леонидовна<sup>2</sup>

1 КНИТУ-КАИ

2 ЦИАМ им. П.И. Баранова

*На основе результатов экспериментальных исследований и анализа научно-технической литературы разработаны новые конструктивные схемы форсунок горючего повышенных характеристик для реактивных двигателей сверхзвуковых, гиперзвуковых и аэрокосмических летательных аппаратов. Подробно рассмотрены новые форсунки с рубашкой охлаждения, где в качестве охладителей возможно использовать жидкие углеводородные горючие и их смеси, газообразные углеводородные горючие и их смеси, а также — воду или специальные охлаждающие жидкости. В рубашке охлаждения внедрены перспективные способы борьбы с осадкообразованием, включая электростатические поля.*

**Ключевые слова:** надежность, эффективность, электростатические поля, теплофизические свойства, осадкообразование, ресурс, форсунки горючего, реактивный двигатель, жидкие углеводородные горючие

Одной из проблем топливных форсунок воздушно-реактивных двигателей (ВРД) на жидких углеводородных горючих (УВГ) и охладителях (УВО) является негативный процесс осадкообразования [1–10]. Из-за осадкообразования штатная форсунка, например, ВРД марки НК-8-2У, полностью закоксовывается уже через 900 часов (циклов) работы. Частичное закоксовывание форсунок приводит к частичной потере тяги летательного аппарата (ЛА), полное закоксовывание — к полной потере тяги, с дальнейшим образованием течи, возникновением пожара и взрыва. Частичное закоксовывание даже только одной форсунки может привести к нерасчетному струйному распылу жидкого УВГ, к прогару жаровой трубы, к пожару и взрыву двигателя и всего ЛА.

В докладе подробно рассмотрены существующие и перспективные способы борьбы с осадкообразованием в двигателях ЛА.

На основе проведенных экспериментальных исследований [1–10]:

– разработаны новые способы борьбы с осадкообразованием по его предотвращению, уменьшению, ограничению и удалению;

– создана методика учета и расчета осадкообразования при проектировании, расчете и эксплуатации топливных форсунок;

– разработаны и запатентованы новые конструктивные схемы топливных форсунок реактивных двигателей ЛА.

В докладе показаны новые конструктивные схемы топливных форсунок с наружной рубашкой охлаждения, в которой организованы способы борьбы с осадкообразованием без применения и с применением электростатических полей [9, 10].

Применение материалов доклада, патентов на изобретения, научных статей и монографий авторов доклада будет способствовать дальнейшему повышению ресурса, надежности и эффективности отечественных реактивных двигателей воздушных, гиперзвуковых и аэрокосмических ЛА одно- и многогоразового использования.

## Литература

- [1] Алтунин В.А., Алтунин К.В., Алиев И.Н. и др. *Некоторые пути повышения эффективности жидкостных реактивных двигателей летательных аппаратов на углеводородных и азотосодержащих горючих и охладителях*. Казань, Редакционно-издательский центр «Школа», 2020, 148 с.
- [2] Алтунин В.А., Шигапов Р.Р. Разработка новых топливных форсунок для воздушно-реактивных двигателей. *Гагаринские чтения — 2021. 47-ой Междунар. молодежная научная конф.: сб. тез. докл.* Москва, Перо, 2021, 197 с.
- [3] Алтунин В.А., Алтунин К.В., Абдуллин М.Р., Ефимов Д.Е. Некоторые пути совершенствования двигателей и энергоустановок марки «НК» на жидких и газообразных углеводородных горючих. *Авиация и космонавтика. 20-я Междунар. конф.: тез. докл.* Москва, Перо, 2021, с. 86–88.
- [4] Алтунин В.А., Алтунин К.В., Абдуллин М.Р., Львов М.Л., Щиголев А.А., Платонов Е.Н., Юсупов А.А., Алиев И.Н., Яновский Л.С., Яновская М.Л. Некоторые пути совершенствования двигателей и энергоустановок марки «НК». Часть 1. *Тепловые процессы в технике*, 2021, т. 13, № 12, с. 530–542.
- [5] Алтунин В.А., Алтунин К.В., Абдуллин М.Р. и др. Некоторые пути совершенствования двигателей и энергоустановок марки «НК». Часть 2. *Тепловые процессы в технике*, 2022, т. 14, № 1, с. 9–21.
- [6] Алтунин В.А. *Форсунка*. Патент № 2155910 РФ, 2000, бюл. № 25.
- [7] Алтунин К.В. *Форсунка*. Патент № 2388966 РФ, 2010, бюл. № 13.
- [8] Алтунин К.В. *Форсунка*. Патент № 2447362 РФ, 2012, бюл. № 10.
- [9] Алтунин В.А., Алтунин В.А., Алтунин К.В. и др. *Форсунка с наружной рубашкой охлаждения*. Заявка на изобретение РФ № 2022123350 от 31.08.2022 г.
- [10] Алтунин В.А., Алтунин К.В., Алиев И.Н. и др. *Форсунка с эффективной рубашкой охлаждения*. Патент № 2806710 РФ, 2023, бюл. № 31.

УДК 629.7

## Обработка критических технологий авиационных силовых установок перспективных летательных аппаратов

Луковников Александр Валерьевич

AVLukovnikov@ciam.ru

Пенясов Евгений Владимирович

711@inbox.ru

Купцов Сергей Владимирович

svkuptcov@ciam.ru

ЦИАМ им. П.И. Баранова

*Рассмотрены основные направления и результаты расчетно-экспериментальных исследований по обработке критических технологий в обеспечение создания авиационных двигателей и силовых установок (СУ) перспективных летательных аппаратов (ЛА) различных схем и различного назначения. Рассмотрена концепция создания маршевого двигателя от технологического экспериментального газогенератора до двигателя-демонстратора технологий.*

**Ключевые слова:** силовая установка, авиационный двигатель, газогенератор, двигатель-демонстратор, критические технологии

Эффективность летательного аппарата (ЛА) во многом определяется характеристиками и параметрами авиационного двигателя (АД) и силовой установки (СУ), в первую очередь, располагаемой тягой, удельным расходом топлива, габаритно-массовыми показателями, ресурсом и др. В свою очередь, эффективность СУ зависит от уровня технического совершенства и внедрения в конструкцию АД тех или иных технологий и материалов.

Идеальным вариантом при создании нового ЛА является разработка для него АД с оптимальными параметрами, обеспечивающими экстремальные (наилучшие) показатели эффективности самого ЛА, таких как дальность (продолжительность) полета, критерий «эффективность/стоимость» и др. Однако зачастую, в силу различных ограничений (в первую очередь, сроков и стоимости разработки) выбор варианта двигателя для ЛА осуществляется из имеющихся альтернатив — серийных двигателей, либо путем создания модификации двигателя на базе существующего газогенератора (ГГ). В этом смысле разработка унифицированных ГГ в различных классах размерности, на основе которых в более короткие сроки возможно создание газотурбинных двигателей различных схем и типов, является приоритетной задачей для отечественной авиадвигателестроительной отрасли [1, 2].

Вследствие того, что двигатель разрабатывается в 1,5–2 раза дольше самого ЛА, требуется опережающее создание научно-технического задела (НТЗ) по СУ и АД. Технологии, которые оказывают ключевое влияние на облик и параметры двигателя, являются критическими. Их обработка, как правило, выполняется на демонстрационных образцах, с поэтапным достижением соответствующих уровней готовности технологий (УГТ). Такой подход соответствует современной методологии создания СУ и АД [2].

В ЦИАМ ведутся расчетно-экспериментальные исследования в обеспечение создания НТЗ по различным направлениям — от поршневых и газотурбинных двигателей до электрических и гибридных СУ. Демонстраторы отдельных узлов и систем АД и СУ проходят испытания на уникальных экспериментальных установках ЦИАМ, в процессе которых ведется отработка соответствующих критических технологий до УГТ = 3–5 [3].

Заключительным этапом НИР является изготовление и испытания экспериментального газогенератора и двигателя-демонстратора технологий в целом, т. е. достижение УГТ=6. Как правило, этот уровень достигается при операции с предприятиями промышленности.

В настоящее время в институте разработаны демонстраторы малоразмерного одноконтурного турбореактивного двигателя в классе тяги 60–200 кгс, гибридной и электрической СУ, авиационных поршневых и роторно-поршневых двигателей в классе мощности до 500 л. с. для пилотируемых и беспилотных ЛА. На этих демонстраторах специалистами ЦИАМ продолжается отработка соответствующих критических технологий [4].

## Литература

- [1] Скибин В.А., Солонин В.И. Основные аспекты создания ГТД. Современная технология. *Машиностроение. Энциклопедия. Самолеты и вертолеты. Т. IV-21. Авиационные двигатели. Кн. 3.* Москва, Машиностроение, 2010, с. 142–147.
- [2] Бабкин В.И., Солонин В.И. Современная методология создания конкурентоспособных авиационных двигателей и место науки в этом процессе. *Двигатель*, 2017, № 1 (109), с. 10–13.
- [3] Луковников А.В., Ланшин А.И., Полев А.С. Формирование научно-технического задела по двигателям и силовым установкам летательных аппаратов 2030-х годов как основа успеха их создания. *Авиационные двигатели и энергетические установки: сб. науч. тр.* Москва, ЦИАМ, 2020, с. 51–59.
- [4] Луковников А.В., Пенясов Е.В. Перспективы развития и проблемные вопросы отечественного двигателестроения в интересах создания новой авиационной техники. *Научно-технический конгресс по двигателестроению (НТКД–2022): сб. тез.* Москва, Буки Веди, 2022, с. 6–8.

УДК 623.746.-519

## Особенности формирования предварительного технического облика силовых установок беспилотных летательных аппаратов самолетного типа

Зиненков Юрий Владимирович

yura2105@mail.ru

ВУНЦ ВВС «ВВА»

*Представлен программно-методический аппарат для проведения оценки эффективности различных силовых установок (СУ) в составе беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) самолетного типа на этапах предварительного проектирования. При этом описаны проблемные вопросы научно-технического характера, сопровождающие данные исследования и вариант их решения за счет разработки комплексной математической модели технической системы «СУ–БПЛА».*

**Ключевые слова:** БПЛА, силовая установка, технический облик, оценка эффективности

В настоящее время происходит активное расширение номенклатуры задач, эффективно решаемых с использованием БПЛА. Это становится возможным благодаря их непрерывному совершенству за счет современных достижений в науке и технике. Перспективные БПЛА, являясь сложными техническими объектами, имеют в своем составе системы и элементы, основанные на высоких технологиях и новейших материалах, развитие которых происходит в результате решения важных научно-технических проблем [1]. Поэтому исследования, направленные на разработку и совершенствование комплексов с БПЛА, их систем и элементов, являются актуальными.

СУ любого летательного аппарата является элементом, который создает тягу для его перемещения на земле и в воздухе и питает энергией все работающие на борту системы. На сегодняшний день основным источником энергии для подавляющего большинства БПЛА самолетного типа является углеводородное топливо [2]. Известно, что топливо оказывает существенное влияние на предварительный технический облик СУ, а также ее схему и тип. В нашей стране за несколько десятилетий накопился большой опыт в создании тяжелых БПЛА с турбореактивными СУ. С появлением новых задач, техническими средствами решения которых, являются современные БПЛА, размерность последних значительно изменилась в большую и особенно в меньшую сторону. Это естественным образом привело к изменению потребных тяг до значений, которые турбореактивными двигателями (ТРД) создавать не всегда эффективно или невозможно. В итоге, стали появляться разнообразные СУ в составе БПЛА, основные из которых базируются на следующих типах двигателей:

– газотурбинных (турбовинтовых, турбореактивных);



- поршневых и роторно-поршневых;
- электрических.

Также появляются и гибридные СУ, как комбинации турбовального или поршневого двигателя с электрическим генератором, вырабатывающим энергию для одного и более электрических двигателей, приводящих во вращение воздушные винты.

Такое разнообразие вариантов СУ для БПЛА самолетного типа, является ключевой особенностью при формировании их предварительного технического облика. При этом основная сложность выбора необходимых схемы и типа СУ обуславливается применением разных источников и преобразователей энергии [3].

Все входящие в состав СУ элементы, в процессе формирования ее предварительного технического облика требуют оценки эффективности по выбранным критериям. В итоге, перед инженером-исследователем встает задача анализа целесообразности применения в сложном техническом объекте совокупности устройств, отличающихся между собой физическими принципами работы. Такие исследования на предварительных этапах проектирования проводятся с использованием программно-аппаратных средств, обеспечивающих сравнительную оценку различных проектных вариантов разрабатываемого объекта. Следует отметить, что в настоящее время подобных программно-аппаратных средств, обеспечивающих проведение исследований по оценке эффективности вышеуказанных типов и схем СУ в составе БПЛА по единым критериям и методикам, нет.

Для решения данной проблемы автором разрабатывается программно-методический комплекс, основу которого составляет комплексная математическая модель технической системы «СУ–БПЛА», обеспечивающая проведение расчетно-теоретических исследований по формированию предварительного технического облика всех описанных выше СУ в составе БПЛА самолетного типа [4].

В настоящий момент, с использованием комплексной математической модели можно выполнять расчеты параметров и характеристик СУ на базе газотурбинных и поршневых двигателей, а для расчета электрических двигателей и гибридных СУ проводится ее доработка.

## Литература

- [1] Просвирина Н.В. Анализ и перспективы развития беспилотных летательных аппаратов. *Московский экономический журнал*, 2021, № 10. URL: <https://qje.su/ekonomicheskaya-teoriya/moskovskij-ekonomicheskij-zhurnal-10-2021-41/> (дата обращения 07.09.2023).
- [2] Иванов М.С., Аганесов А.В., Крылов А.А. Галиев С.Ф. и др. *Беспилотные летательные аппараты. Справочное пособие*. Воронеж, Научная книга, 2015, 619 с.
- [3] Зиненков Ю.В., Луковников А.В. Концепция междисциплинарного формирования предварительного технического облика силовых установок беспилотных лета-



- 
- тельных аппаратов военного назначения. *Вестник Московского авиационного института*, 2022, т. 29, № 3, с. 94–110.
- [4] Зиненков Ю.В. Комплексная математическая модель технической системы «беспилотный летательный аппарат — силовая установка». *Перспективы развития двигателестроения. Междунар. науч.-техн. конф.: матер. докл.* Самара, Самарский университет, 2023, т. 2, с. 16–17.

УДК 623.74

## Облик системы автоматического управления форсажной камерой сгорания с двухтопливной системой питания

Жук Александр Владимирович

zhuck.aleks.n@yandex.ru

Грасько Тарас Васильевич

grasko83@mail.ru

Антоненко Павел Валерьевич

pavelantonenko1941@gmail.com

ВУНЦ ВВС «ВВА»

*В работе рассмотрены варианты применения двухтопливной системы питания газотурбинных двигателей, а также их системы автоматического управления, работающие на криогенном топливе. Указаны их отличительные особенности и недостатки каждой системы. Предложена схема системы автоматического управления двухтопливной системой питания форсажной камеры сгорания газотурбинного двигателя с применением газообразного топлива (водорода).*

**Ключевые слова:** *двухтопливная система автоматического управления, форсажная камера сгорания*

Непрерывное стремление к улучшению характеристик силовых установок с газотурбинными двигателями (ГТД) приводит к необходимости дальнейшего совершенствования их систем автоматического управления (САУ). Для условий функционирования современных САУ ГТД характерны высокая интенсификация процессов управления, широкий диапазон изменения условий полета и режимов работы силовой установки, потребность в одновременном управлении несколькими газодинамическими параметрами или комплексом параметров, характеризующих режимы работы двигателя, взаимодействие между отдельными элементами силовой установки и воздействие на них сильных возмущений [1]. При работе на криогенном топливе должны быть выполнены все те же требования. Кроме этих требований, САУ при работе на двух топливах должна обеспечивать надежный переход работы с одного топлива на другой. Управление двигателем при работе на одном из двух топлив, с целью обеспечения безопасности, должно производиться одним и тем же органом управления. Общая система управления должна состоять из двух тесно связанных между собой систем, обеспечивающих работу, как на керосине, так и на криогенном топливе. САУ авиационного двигателя — гидромеханическая, поэтому и для управления работой на криогенном топливе, необходимо применение «гидромеханический» конструктивный принцип. Данная особенность обусловлена тем, что в случае использования электронной системы управления, для обеспечения надежности, необходимо дублирование гидромеханической САУ [2].

В ГТД, работающих на криогенном топливе — сжиженном водороде или сжиженном природном газе, топливо в камеру сгорания подается в газооб-

разном состоянии, а его газификация происходит в установленном за турбиной теплообменнике — газификаторе. Характерная особенность САУ таких ГТД — запаздывание теплообменника. Эффект запаздывания может приводить к неустойчивости работы замкнутой системы, возникновению автоколебаний и потере ее работоспособности, а достижение устойчивости зачастую приводит к значительному снижению быстродействия.

Все это свидетельствует о том, что ГТД, работающие на криогенном топливе, являются одним из сложнейших объектов управления. Максимальная эффективность управления режимами работы ГТД может быть достигнута применением современных методов оптимизации и синтеза при проектировании САУ ГТД.

Синтез САУ ГТД является инженерной задачей, основная цель которой — компенсация влияния запаздывания теплообменника для достижения необходимых запасов устойчивости и быстродействия [3].

Основными составляющими синтеза САУ являются:

- изучение исходных требований и определение вида САУ (гидромеханической, электронной или смешанной, необходимость дублирующей САУ);
- расчет статических и динамических характеристик возможных составляющих компонентов САУ (роторов ГТД, теплообменников, генератора их сравнительный анализ, а также определение насоса или привода);
- анализ вариантов структуры САУ при предварительном исследовании взаимодействия теплообменника, насоса с приводом, объекта регулирования и регуляторов;
- обоснование структуры САУ, исходя из относительной инерциальности теплообменника и требований по быстродействию САУ;
- техническая реализация САУ;
- модельные и натурные динамические исследования;
- разработка методов коррекции исходной структуры и корректирующих устройств [4, 5].

В условиях дефицита места для размещения криогенных топливных баков и системы топливопитания на летательных аппаратах военного назначения, предлагается применение газообразного водорода для питания форсажной камеры сгорания, размещенного в специально профилированных металлокомпозитных баллонах, что потребует введения в систему топливопитания новых элементов регулирования.

Таким образом, использование газообразного водорода, сокращает время подготовки воздушного судна к вылету, а применение предварительно подготовленного углеводородного водородосодержащего топлива позволит повысить эффективность рабочего процесса в форсажной камере сгорания газотурбинного двигателя.

## Литература

- [1] Шевяков А.А., Мартыанова Т.С., Рутковский В.Ю. *Оптимизация многомерных систем управления газотурбинных двигателей летательных аппаратов*. Москва, Машиностроение, 1989, 256 с.
- [2] Орлов В.Н., Шахматов Е.В., Иванов А.И., Косицын И.П., Букин В.А., Гимадиев А.Г. *Системы топливопитания и регулирования авиационных ГТД работающих на криогенном топливе*. Самара, Самарский аэрокосмический университет им. С.П. Королёва, 2013, 300 с.
- [3] Букин В.А. Методы инженерного синтеза САР ГТД, работающих на криогенном топливе. *Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета*, 2011, № 3 (27), с. 68–76.
- [4] Гуревич О.С., ред. *Системы автоматического управления авиационными ГТД*. Москва, Торус пресс, 2011, 208 с.
- [5] Гуревич О.С., ред. *Системы автоматического управления авиационными газотурбинными двигателями*. Москва, Торус пресс, 2011, 268 с.

УДК 621.452

## Формирование рационального термодинамического облика двигателя для дозвукового делового самолета с учетом технологических ограничений

Лещенко Игорь Алексеевич

igor.leschenko@uec-saturn.ru

Буров Максим Николаевич

maxim.burov@uec-saturn.ru

ПАО «ОДК-Сатурн»

*Рассмотрено решение задачи определения рациональных термодинамических параметров двигателя для делового самолета под заданные требования по тяге в крейсерском полете. Выявлено, что потенциал снижения удельного расхода топлива за счет повышения параметров цикла и увеличения степени двухконтурности ограничен возможностями доступных технологий, применяемых в двигателестроении. Показано, что для достижения прогресса в улучшении топливной экономичности необходимо развивать, в том числе, технологии активного управления радиальными зазорами для многоступенчатых компрессоров.*

**Ключевые слова:** топливная экономичность, термодинамический цикл, совместная работа элементов двигателя, параметрические исследования

Особенностью двигателей для силовых установок деловых самолетов является необходимость обеспечения длительной экономичной работы на протяжении всего крейсерского участка полета, проходящего на высоте 13 и более километров. Такие высотные полеты характеризуются достаточно большой долей воздуха, который приходится отбирать из проточной части двигателя для обеспечения работы системы кондиционирования воздуха в пассажирском салоне. Именно под высотный крейсерский полет следует в первую очередь оптимизировать параметры двигателя.

На начальном этапе разработки, до принятия решения о финансировании ОКР, важно иметь возможность оперативно получать информацию об предельно достижимых возможностях по совершенствованию двигателя. Направления, в которых нужно изменять параметры рабочего процесса двухконтурных двигателей для улучшения их экономичности, хорошо известны — это увеличение степени двухконтурности, а также повышение суммарной степени повышения давления совместно с ростом температуры газа перед турбиной. Однако рост температуры газа требует увеличения затрат на охлаждение турбин, а увеличение степени двухконтурности и давления в камере сгорания приводит к уменьшению площади проточной части на выходе из компрессора. Длина лопаток последних ступеней становится настолько малой, что относительный размер радиального зазора возрастает и существенно снижает КПД и запас устойчивости компрессора. Считается, что указанные проблемы особенно актуальны при длине лопаток последней ступени менее 15 мм.

Для получения нужной информации о взаимной связи параметров рабочего процесса, топливной экономичности и параметров, значения которых следует ограничивать, с помощью программы ThermoGTE [1] были выполнены параметрические исследования в режиме т.н. «циклового расчета». В указанном режиме характеристики элементов двигателя не используются. Параметры элементов — например, степень повышения давления и КПД для компрессоров, степень двухконтурности, потери по тракту — задаются напрямую. Значения степени понижения давления турбин определяются исходя из балансов соответствующих мощностей [2]. Температура перед турбиной может задаваться как произвольно, так и под выполнение определенных требований, например, заданного значения тяги. Исходными данными для проведения параметрического анализа были условия полета и требования по тяге, заданные со стороны самолета. Режим полета  $H = 13$  км,  $M_n = 0,85$ , отклонение температуры от стандартной согласно [3] составляет  $+15$  °С. Расход воздуха на указанном режиме постоянный, равный 48 кг/с, задан заранее исходя из предопределенного максимального размера двигателя и мотогондолы.

Идея параметрического исследования по двум параметрам состоит в том, что на указанном режиме полета варьируются степень повышения давления при нескольких фиксированных значениях степени двухконтурности, при этом в каждой точке температура перед ТВД подбирается под тягу, равную 830 кгс. Степень повышения давления вентилятора подбирается под отношение полных давлений на срезе смесителя, равное 1.0. КПД компрессора высокого давления подбирается под показатель политропы процесса сжатия, равный 1,454 (при  $\pi_{\text{КВД}}^* = 16,1$  адиабатный КПД  $\eta_K^*$  составляет 0,835). Площадь смесителя по внутреннему контуру подбирается исходя из приведенной скорости на выходе из него  $\lambda_l = 0,42$ , а площадь смесителя по наружному контуру подбирается исходя из равенства статических давлений на срезе. Степень повышения давления КНД постоянна и равна 2,135 (после вентилятора 3 подпорные ступени). КПД вентилятора, КНД, турбин высокого и низкого давления, а также полнота сгорания и потери полного давления по тракту постоянны. Относительный отбор воздуха на охлаждение турбин постоянный.

Кроме вышеуказанных зависимостей от  $\pi_{\text{КВД}}^*$  для фиксированных значений степени двухконтурности  $m$ , выполнен расчет нескольких линий, у которых  $m$  определялась под каждое значение  $\pi_{\text{КВД}}^*$  исходя из получения заданной высоты лопатки последней ступени КВД (12, 13, 14 и 15 мм) и заданной степени понижения давления ТВД (применение двухступенчатой турбины возможно при  $\pi_{\text{ТВД}}^*$  в диапазоне от 4,5 до 6,5, эти значения и были заданы).

На основе анализа полученных зависимостей становится очевидным, что достижение удельного расхода топлива, меньшего 0,687 кг/(кгс · ч), при современном уровне технологий становится невозможным. Основным препят-

ствием к уменьшению  $c_{уд}$  является рост температуры газа и уменьшение длины лопаток последней ступени КВД. Учет дополнительного снижения КПД КВД из-за низких значений чисел Рейнольдса по [4], а также дополнительных затрат охлаждающего турбины воздуха приводит тому, что скольконибудь заметное снижение  $c_{уд}$  становится вообще невозможным.

Рациональные параметры рабочего процесса двигателя на крейсерском режиме, при которых проект может быть реализован в разумные сроки, весьма умеренны и соответствуют  $\pi_{КВД}^* = 16,1$  при  $T_{Г}^* = 1500$  К и  $m = 4,3$ .

Таким образом, параметрический анализ без использования характеристик элементов двигателя позволяет быстро получить информацию о достижимом уровне топливной экономичности и рациональных параметрах рабочего процесса двигателя.

### Литература

- [1] URL: <http://thermogte.ru/> (дата обращения 12.12.2023).
- [2] Нечаев Ю.Н., Федоров Р.М., Котовский В.Н., Полев А.С. *Теория авиационных двигателей*. В 2 ч. Москва, ВВИА им. Н.Е. Жуковского, 2006.
- [3] ГОСТ 4401–81. *Атмосфера стандартная. Параметры*. Москва, Изд-во стандартов, 1981.
- [4] Бабкин В.И., Солонин В.И. Роль и место экспериментальных исследований при создании перспективных авиационных двигателей. *Двигатель*, 2015, № 4 (100), с. 2–9.

УДК 623.74

## Способ диагностирования технического состояния датчиков контроля параметров рабочего процесса газотурбинного двигателя

Шкут Кай Леонидович

kai.nnn@yandex.ru

ВУНЦ ВВС «ВВА»

*Рассмотрен способ диагностирования технического состояния элементов системы автоматического управления и контроля газотурбинного двигателя на основе анализа сигналов с датчиков для оценки их работоспособности в реальном масштабе времени.*

**Ключевые слова:** газотурбинный двигатель, диагностирование, техническое состояние

Современный газотурбинный двигатель (ГТД) является сложным техническим устройством, рабочий процесс которого, осуществляется в сложных технических условиях определяемых высокими температурами горения топлива, крутящих моментов на турбине и осевом компрессоре, и другими термомеханическими нагрузками.

Так же вследствие особенностей конструкции современных двухконтурных двигателей, им необходима развитая система автоматического управления (САУ) рабочим процессом, обеспечивающая устойчивую и надежную работу двигателя в условиях нелинейного изменения инерционности роторов каскадов высокого и низкого давления, и минимального диапазона запаса газодинамической устойчивости осевого компрессора.

В таких сложных технических условиях на надежность двигателя влияет техническое состояние датчиков контроля параметров рабочего процесса ГТД. Так как отказ датчика приводит к неправильной работе САУ двигателя, что может вызвать переход на неустойчивые режимы работы. Для обеспечения требуемого уровня надежности ГТД необходимо анализировать сигнал с датчика для оценки его работоспособности в реальном масштабе времени.

Пусть  $u(t)$  математическое отображение показаний отказавшего датчика во времени, тогда показания датчика можно представить как

$$u(t) = h(t) + f(t), \quad (1)$$

где  $h(t)$  — математическое отображение показаний датчика;  $f(t)$  — функция равномерного распределения случайной величины, характеризующая шум датчика.

Для диагностики отказа датчика по его собственным данным разработан способ анализа параметров на основе линейной экстраполяции экспоненциальной скользящей средней медианы сигнала датчика. Предлагаемый способ основан на способе фильтрации сигнала при помощи медианного фильтра,



отличается введением экспоненциально скользящего среднего по медианам сигнала датчика и линейной экстраполяцией последних  $n$  значений скользящей медианы датчика, что позволяет прогнозировать тенденцию изменения показания сигнала без влияния на нее шумов, искажающих сигнал.

Первым этапом в обработке сигнала является вычисление медианы в заданном окне сигнала. Размер окна  $N$  определяется тактовой частотой опроса датчика и скоростью переходных процессов у измеряемого параметра.

$$N = 0,25 \nu, \quad (2)$$

где  $\nu$  — частота опроса датчика.

По последним двум значениям экспоненциально скользящей средней вычисляются параметры наклона  $K$  и смещения  $B$  линейной экстраполирующей функции. Применение линейной экстраполяции обусловлено тем, что частота опроса датчика значительно больше частоты колебаний исследуемого сигнала и точность линейной экстраполяции удовлетворительна и обеспечит максимальное быстродействие алгоритма.

$$K = \frac{M(t) - M(t-1)}{t - (t-1)}; \quad (3)$$

$$B = M(t) - Kt. \quad (4)$$

Затем строится линейная экстраполяционная функция на расстояние  $1/\nu$  от текущей точки измерений при известной частоте дискретизации  $\nu$ :

$$y_{\text{экс}} = K \left( t + \frac{1}{\nu} \right) + B. \quad (5)$$

Если рассогласование показаний  $\xi(t)$  с датчика в момент времени  $t + 1/\nu$  превышает заданную дисперсию функции случайной величины  $\xi_{\text{зад}}(t)$  скользящей медианы то датчик считается отказавшим.

На основе линейной экстраполяции экспоненциальной скользящей медианы значений строится максимальное  $y_{\text{max}}$  и минимальное  $y_{\text{min}}$  допустимое значение в момент времени  $t + 1/\nu$ :

$$y_{\text{max}}(t) = y_{\text{экс}}(t) + u_{\text{max}}; \quad (6)$$

$$y_{\text{min}}(t) = y_{\text{экс}}(t) + u_{\text{min}}. \quad (7)$$

Если значение сигнала датчика в момент времени  $t + 1/\nu$  выходит за пределы окна, образованного значениями функций максимального  $y_{\text{max}}$  и минимального  $y_{\text{min}}$  допустимого значения в момент времени  $t + 1/\nu$ .

Выполнено численное моделирование способа диагностики датчика контроля параметров рабочего процесса при помощи линейной экстраполяции экспоненциальной скользящей средней медианы показаний датчика. В момент времени 0,3 секунды смоделирован пиковый отказ датчика контроля параметров рабочего процесса. Превышение шума датчика составило 8 % от действительного сигнала, что является критичным уровнем точности для датчиков давления за турбиной двигателя АЛ-41Ф1С. Значение отказа превысило максимальное значение в момент времени  $t = 0,3$  с что показало отказ датчика.

Применение такого подхода позволяет реализовать быстродействующую систему для диагностирования технического состояния датчика контроля параметров рабочего процесса ГТД, и не требует значительных вычислительных мощностей для блоков следящих систем и комплексных регуляторов двигателя.

УДК 533.6

## Математическое моделирование вторичных течений в трансзвуковой ступени осевого компрессора

Алексеев Иван Иванович

ivanalexeev.im@yandex.ru

Черкасов Александр Николаевич

gliden@inbox.ru

Вихарев Михаил Романович

mishailviharev@mail.ru

ВУНЦ ВВС «ВВА»

*Рассмотрено математическое моделирование вторичных течений в межлопаточном канале рабочего колеса трансзвуковой ступени осевого компрессора NASA, Rotor 37, в программном комплексе Ansys CFX. Выявлены области наибольших гидравлических потерь полного давления для использования данной математической модели для исследования эффективности предлагаемых новых способов повышения газодинамической устойчивости осевых компрессоров.*

**Ключевые слова:** осевой компрессор, турбулентность, численные методы

В настоящее время большое внимание уделяется разработке новых способов повышения газодинамической устойчивости осевых компрессоров (ОК) за счет снижения интенсивности срывных явлений приводящих к большим аэродинамическим потерям энергии. Целью проводимых исследований была разработка математической модели трансзвуковой ступени осевого компрессора и изучение пространственной структуры потока с помощью современного универсального программного комплекса *Ansys CFX* [1]. В качестве объекта исследования был выбран одноступенчатый трансзвуковой ОК NASA, Rotor 37. Выбор объекта исследования обусловлен доступностью многочисленных экспериментальных данных [2, 3] и теоретических работ [4, 5], позволяющих оценить адекватность выполненного математического моделирования, проведя верификацию полученных результатов.

Он характеризуется степенью повышения полного давления  $\pi^*_{\kappa} = 2,056$  и адиабатическим КПД  $\eta_{ад} = 87,6\%$  (на расчетном режиме работы, при массовом расходе воздуха 20,74 кг/с). Геометрия лопаток и проточной части построена по официальным сведениям NASA [2, 3]. В качестве рабочего тела использовали идеальный газ, модель турбулентности SST. Расчет велся в стационарной постановке с осреднением параметров потока за направляющим аппаратом.

Для расчета были приняты следующие граничные условия:

- область рабочего колеса рассчитывалась в подвижной системе координат;
- на поверхностях межлопаточного канала, смежных с соседними установливается периодическое граничное условие;
- на входной границе задавались полные температура и давление потока, а также направляющий вектор потока без учета входной турбулентности. Радиальные изменения полей давления и температуры не учитывались;

– на выходе варьировалось статическое давление.

В результате теоретического моделирования были получены поля распределения параметров потока и линий тока во всех точках расчетной области. Верификация полученных результатов с экспериментальными говорит об адекватности разработанной математической модели, что позволяет использовать ее при определении эффективности разрабатываемых способов управления вторичными течениями направленных на повышения газодинамической устойчивости осевых компрессоров.

## Литература

- [1] Белоусов А.Н., Мусаткин Н.Ф., Радько В.М. *Теория и расчет авиационных лопаточных машин*. Самара, Издательство Самарский дом печати, 2003, 336 с.
- [2] Reid L, Moore R.D. Design and overall performance of four highly loaded, high-speed inlet stages for an advanced high-pressure-ratio core compressor. *NASA Technical Paper*, 1978, vol. 1337.
- [3] Moore R.D., Lonnie R. Performance of single-stage axial-flow transonic compressor with rotor and stator aspect ratios of 1.19 and 1.26, respectively, and with design pressure ratio of 2.05. *NASA Technical Paper*, 1980, vol. 1659.
- [4] Suder K.L. Blockage development in a transonic, axial compressor rotor. *NASA Technical Memorandum*, 1997, 113115.
- [5] Dunham J., ed. CFD validation for propulsion system components. *AGARD Report AR-355*, 1998.

УДК 621.43.056

## Моделирование рабочего процесса газотурбинного двигателя на твердом топливе

Юркин Кирилл Александрович

Колесников Александр Сергеевич

SanekKolesnikov1987@rambler.ru

ВУНЦ ВВС «ВВА»

*Рассмотрена возможность повышения топливной эффективности летательных аппаратов за счет применения нового топлива в существующих двигателях силовых установок. Наибольший интерес представляет применение твердого топлива, обладающего лучшими по сравнению с традиционными характеристиками. Для оценки такого решения необходимо проанализировать тягово-экономические характеристики такого двигателя при различных условиях работы. Представлен подход к моделированию рабочего процесса газотурбинного двигателя на твердом топливе, связанные с этим допущения и ограничения.*

**Ключевые слова:** *повышение топливной эффективности, газотурбинный двигатель, твердое топливо, математическое моделирование, характеристики*

Одним из путей дальнейшего развития летательных аппаратов любого типа и назначения — это повышение их топливной эффективности. Пределы совершенствования двигателей силовых установок для достижения этой цели ограничиваются возможностями систем автоматического управления и конструкционных материалов.

Решением, обеспечивающим существенный шаг вперед может стать изменение системы «летательный аппарат — силовая установка — топливо». Комплексное изменение этой системы потребует значительных затрат сил и времени. Поэтому более рационально начать исследование поэтапно. Один из первых возможных этапов — оценка изменения характеристик существующих летательного аппарата и силовой установки при использовании нового топлива.

Традиционные газотурбинные двигатели преимущественно работают на авиационном керосине. Использование газовых топлив (водород, метан, пропан и др.) позволяет улучшить их тягово-экономические характеристики за счет большей теплотворной способности и более высокой газовой постоянной газового потока за камерой сгорания. Причем параметры рабочего процесса двигателя, спроектированного для работы на керосине оказываются вблизи оптимума и при применении газового топлива [1]. Но для летательного аппарата возникнет ряд проблем, связанных с низкой плотностью и энергоемкостью газовых топлив даже в криогенном состоянии. Потребуется существенное изменение конструкции.

Большие теплотворную способность и плотность по сравнению с керосинами имеют твердые топлива [2]. Для изучения характеристик газотурбинного двигателя на твердом топливе была разработана математическая модель рабочего процесса.

Допущения и ограничения, принятые при моделировании. Моделировался рабочий процесс одноконтурного одновального турбореактивного двигателя (ТРД) без отборов воздуха и мощности. Для определения «размерности» двигателя задан расход воздуха на максимальном режиме работы, а также температура газа перед турбиной и степень повышения давления в компрессоре. Горение топлива происходит в отдельном газогенераторе, после чего продукты горения смешиваются с воздухом из-за компрессора и поступают в газовую турбину. Компоненты топлива в газогенераторе находятся в стехиометрическом соотношении, догорания в камере сгорания ТРД нет. Состав и теплофизические свойства продуктов сгорания твердого топлива и рабочего тела в турбине и реактивном сопле определялись по методике, приведенной в [3].

Моделирование рабочего процесса производится по известной методике, описанной в [4]. На расчетном режиме определяются значения потребных площадей характерных проточных сечений ТРД и топливной шашки газогенератора, а также расчетные параметры газогенератора ТРД и тягово-экономические показатели. На нерасчетном режиме решается система нелинейных алгебраических уравнений, в результате чего определяются параметры рабочего процесса, обеспечивающих выполнение условий баланса газодинамических и механических связей элементов двигателя при заданных условиях работы. Отличием разработанной математической модели является наличие дополнительного уравнения баланса давлений в камере сгорания ТРД и твердотопливном газогенераторе.

На предварительном этапе проведено отдельное моделирование рабочего процесса ТРД и твердотопливного газогенератора с целью сравнительного анализа их характеристик и уточнения общей математической модели.

В результате моделирования получен набор зависимостей параметров рабочего процесса и тягово-экономических показателей от режима работы двигателя и условий на входе в него. Полученные результаты позволят сформулировать требования к характеристикам твердого топлива.

## Литература

- [1] Колесников А.С., Грасько Т.В., Разносчиков В.В. Повышение эффективности силовой установки беспилотного летательного аппарата за счет применения криогенного топлива. *Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение*, 2020, т. 19, № 3, с. 7–17.
- [2] Яновского Л.С., ред. Энергоемкие горючие для авиационных и ракетных двигателей. Москва, ФИЗМАТЛИТ, 2009.
- [3] Мелькумов Т.М., Мелик-Пашаев Н.И., Чистяков П.Г., Шнуков А.Г. *Ракетные двигатели*. Москва, Машиностроение, 1976.
- [4] Бутов А.М., Козарев Л.А. *Математическое моделирование рабочего процесса авиационных двигателей*. Москва, Военно-воздушная инженерная академия имени Н.Е. Жуковского, 1993.



**Секция 17. СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ  
КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ И КОМПЛЕКСОВ**

---





УДК 623.465.7

## Метод кинетического поражения космических аппаратов

Румянцев Геннадий Николаевич  
Сумнительный Евгений Сергеевич

otd01@npsap.ru  
esumnitelniy@mail.ru

АО НПЦАП им. Н.А. Пилюгина

*В работе рассмотрен способ наведения противоракеты на цель в условиях заатмосферного полета, позволяющий повысить вероятность поражения средств нападения вероятного противника за счет повышения точности системы наведения. Приведен способ возможного конструктивного исполнения ракеты-перехватчика для обеспечения режима сверхманевренности. Синтезирована нелинейная обратная связь в контуре системы наведения, исключающая насыщение сигналов управления по мере сближения противоракеты и цели. Предлагаемый способ наведения может быть применен для перехвата баллистических целей или спутников путем прямого попадания.*

**Ключевые слова:** кинетическое поражение, метод наведения, нелинейная обратная связь, робастная система стабилизации

Научно-технический прогресс последних десятилетий существенно ускорил модернизацию и расширил многообразие видов воздушно-космических средств нападения. Одно из самых опасных ударных средств это стратегические баллистические ракеты, которые могут оснащаются разделяющимися химическими, бактериологическими или ядерными зарядами, что требует их уничтожения на достаточном удалении от обороняемых объектов [1].

Также в качестве полезной нагрузки баллистической ракеты могут выступать гиперзвуковые летательные аппараты. Задача перехвата таких целей после отделения от ракеты-носителя и входа в плотные слои атмосферы существенно усложняется ввиду трудности ее обнаружения радиолокационными станциями, высокой скорости полета, а также возможности совершать маневры с перегрузками в десятки единиц, что позволяет многократно изменять направление полета и совершать маневры уклонения от средств противовоздушной и противоракетной обороны [2].

Вышеуказанные обстоятельства формируют задачу поражения подобных целей на внеатмосферном пассивном участке траектории. Данный участок движения при межконтинентальных запусках может превышать 30 минут, что дает достаточно времени на реагирование, подготовку и пуск ракеты-перехватчика. Также на данном этапе полета большинство боевых частей не имеют возможности маневрирования, а головная часть еще не разделилась, что существенно упрощает задачу наведения и перехвата. Также, при неудачной попытке перехвата на пассивном участке, имеется второй «шанс» поражения цели на нисходящем участке траектории.

В качестве решения данной задачи предлагается использовать сверхманевренный перехватчик с зарядом малой мощности, оснащенный высо-

коточной системой наведения, который обеспечит кинетическое поражение цели.

В общем виде степень совершенства системы управления противоракеты можно характеризовать двумя факторами [3]: объемом информации о векторах состояния цели и противоракеты (уровень информативности) и способом создания управляющих сил и моментов (уровень маневренности).

Повышение точности противоракеты дальнего перехвата, оснащенной автономной некорректируемой системой управления возможно только при реализации процесса самонаведения на заключительном участке полета с помощью головки самонаведения [4].

Для обеспечения сверхманевренности ракету-перехватчик рекомендуется оснащать сопловыми блоками, расположенными в плоскости, перпендикулярной продольной оси ракеты и проходящей через ее центр масс [5]. При этом необходимо учитывать смещение центра масс по мере выгорания топлива, что обуславливает необходимость синтеза робастной системы стабилизации.

При решении задачи наведения в этом случае предлагается использовать нелинейную обратную связь, которая формируется пропорционально углу между вектором линии визирования и вектором относительной скорости. Функция обратной связи является гладкой и непрерывно-дифференцируемой, а также обладает высокими робастными свойствами.

Предлагаемый алгоритм наведения представляет новый подход к способу формирования управляющих сигналов, исключающий их бесконтрольный рост по мере сближения ракеты-перехватчика с целью, обеспечивающий уменьшение расхода рабочего тела двигательной установки и уменьшение конечного промаха. Адекватность результатов, полученных в ходе синтеза алгоритмов подсистемы наведения, была подтверждена с помощью проведенного математического моделирования.

## Литература

- [1] Разоренов Г.Н. *Лекции по механике полета баллистических ракет*. Москва, Машиностроение-Полет, 2019, 564 с.
- [2] *Щит России: системы противоракетной обороны*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2009, 504 с.
- [3] Архангельский И.И., Афанасьев П.П., Болотов Е.Г. и др. *Проектирование зенитных управляемых ракет*. Москва, МАИ, 2001, 732 с.
- [4] Лысенко Л.Н. *Наведение и навигация баллистических ракет*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2007, 672 с.
- [5] Мизрохи В.Я. *Проектирование управления зенитных ракет*. Москва, ООО «Экслибрис-Пресс», 2010, 252 с.

УДК 608.2

## Методика уменьшения погрешности определения геодезической высоты в движении

Румянцев Геннадий Николаевич

otd01@npsap.ru

Третьяков Павел Геннадьевич

38244781a@gmail.ru

АО НПЦАП им. Н.А. Пилюгина

*В работе рассматривается методика определения геодезической высоты системой наземной навигации, основанная на использовании технологии нейронных сетей. Результатом является более точное определение геодезической высоты текущего местоположения подвижного наземного объекта.*

**Ключевые слова:** инерциальная навигационная система, наземная навигация, нейронная сеть, обучение нейронной сети, геодезическая высота, подвижный наземный объект

Современные комплексированные системы наземной навигации (СНН), ядром которых является инерциальная навигационная система (ИНС) достигли высокого уровня совершенства. Потенциал повышения их точности путем повышения качества исполнения приборов практически исчерпан. Перспективы дальнейшего роста либо введение в контур управления новых приборов, либо использование инновационных математических методов [1, 2]. Предлагается использовать метод, основанный на нейросетевой технологии для повышения точности определения геодезической высоты СНН, которая крайне важна в ряде специализированных задач.

На точность определения высоты напрямую влияет угол тангажа (угол  $\beta$ ) [3] подвижного наземного объекта (ПНО), определяемый датчиком угла гиростабилизированной платформы (ГСП). Существует погрешность определения  $\beta$  из-за колебаний, связанных с особенностями работы ГСП, работы двигателя, движения ПНО по грубым подстилающим поверхностям и т. п. [4].

Для корректировки этой погрешности предлагается методика на базе нейронных сетей. Она выполняется в 2 этапа. Первый — фильтрация колебаний угла  $\beta$ , связанных с стабилизацией платформы от ускорения/торможения ПНО. Для этого применяется технология нейропрогнозирования [5]. Для этого последовательно используются две нейронные сети прямого распространения размером  $16 \times 16$ . На вход подаются 16 последних показаний угла  $\beta$ . Выходом является отфильтрованное значение  $\beta_k$  на текущий момент времени, используемое как на втором этапе методики, так и в СНН. Промежуточное выходное значение первой нейросети  $\beta_{\phi 1}$  накапливается аналогично  $\beta$  и подается во вторую нейросеть, которая выдает уже итоговое значение.

Нейронные сети обучаются заранее методом обратного распространения ошибки на основе данных СНН. Для этого выделяются характерные участки колебаний угла  $\beta$ . В качестве эталона используется рассчитанное медианное

значение угла. Нейронные сети необходимо обучать последовательно, сначала первую, затем, на основе ее выходных данных, вторую.

Второй этап — коррекция отклонений угла  $\beta$  на основе данных о скорости ПНО. Для этого применяется нейросеть, важной особенностью которой является непрерывное обучение непосредственно во время движения ПНО. Выбор подобного решения связан с тем, что факторов, влияющих на отличие угла  $\beta$  от реального угла наклона ПНО, много, причем, они могут изменяться непосредственно во время основной работы. Обучение нейронной сети осуществляется специальной программой по данным собираемым во время движения и информацией о контрольных точках (КТ). Кроме того, при работе в окрестности КТ определяется коэффициент доверия нейронной сети. Он предназначен для комплексирования данных от нейронной сети с СНН. На старте движения коэффициент равен 0, поскольку сеть еще не обучена работать с текущим состоянием ПНО. Коэффициент зависит от следующих параметров: высота, определенная с текущим коэффициентом доверия, высота от СНН и высота при коэффициенте доверия нейросети равном 1.

Проверка методики осуществлялась методом полуреального моделирования, по реальным показаниям датчиков СНН, собранных с 10 различных проездов. Точность определения высоты повысилась в среднем на 38 %. Применение данной методики позволит существенно повысить точность определения высоты во время движения без применения дополнительных инструментальных средств.

## Литература

- [1] Румянцев Г.Н. Комплексирование в решении задач наземной навигации. Актуальные проблемы развития отечественной космонавтики. *Всерос. академические чтения по космонавтике: докл.* Москва, 2013.
- [2] Асатрян К.А., Букин А.Г., Садеков Р.Н., Лычагов А.С., Шолохов А.В. Использование визуальных систем технического зрения для навигации подвижных объектов. *Оборонная техника*, 2015, № 11–12, с. 189–196.
- [3] Морозов В.П. *Курс сферической геодезии*. Москва, Недра, 1979, 295 с.
- [4] Кузовков Н.Т., Салычев О.С. *Инерциальная навигация и оптимальная фильтрация*. Москва, Машиностроение, 1982, 215 с.
- [5] Саймон Хайкин. *Нейронные сети. Полный курс*. Вильямс, 2006, 1103 с.

УДК 681.51+629.7.05

## Методика коррекции ошибок ориентации и навигации при выведении полезной нагрузки в автономном режиме

Овчинникова Олеся Сергеевна      olesya.poyatsika@gmail.com

АО НПЦАП им. Н.А. Пилюгина

*В работе рассмотрена задача автономной коррекции бесплатформенной инерциальной навигационной системы с измерительной избыточностью. Предложены методики компенсации ошибок ориентации и навигации с использованием избыточной информации навигационной системы. Показано, что при корректном выявлении измерителей с информационными отказами предложенные методики позволяют компенсировать накопленные ошибки в автономном инерциальном режиме, в том числе и при двух отказах одного типа датчиков. Показано, что реализация предложенных методик в бортовом математическом обеспечении требует значительно меньших вычислительных затрат по сравнению с известными решениями.*

**Ключевые слова:** инерциальная навигация и ориентация, бесплатформенные системы, измерительная избыточность, инструментальные ошибки, автономная коррекция

Одним из конструктивных решений, применяемых в системах управления перспективных средств выведения (СВ) различного назначения, является использование в качестве комплекса командных приборов интегрированной структуры, состоящей из измерительно-избыточной бесплатформенной инерциальной навигационной системы и аппаратуры спутниковой навигации.

Однако, в ряде случаев воспользоваться преимуществами интегрированной системы не представляется возможным в силу эксплуатации системы в условиях сложной помеховой обстановки или же вовсе при отсутствии сигналов коррекции от внешних устройств. Изложенные обстоятельства способствовали формированию требований обеспечения функционирования системы в автономном режиме в течение как можно более продолжительного интервала времени с выходом из него в допустимых пределах точности.

Известно, что параметры модели погрешностей инерциальных датчиков бесплатформенной навигационной системы изменяются со временем и могут значительно отличаться от найденных при последней калибровке. Кроме того, во время полета СВ могут воздействовать определенные факторы, вызывающие изменение параметров модели ошибок.

В работах [1–4] был представлен способ восстановления отказоустойчивости (избыточности) бесплатформенного инерциального блока при наличии некондиционного измерителя. Некондиционным (или датчиком с информационным отказом) называется датчик, который в течение некоторого периода времени формирует измерения, погрешности которых превышают допустимый уровень.

Несмотря на локализацию таких измерителей и уточнение параметров их модели погрешностей, к моменту выявления их ошибки уже оказали негативное влияние на решения задач ориентации и навигации.

В работе рассматривается вопрос нивелирования этого влияния в интегралах систем уравнений кинематики углового движения и навигационных уравнений поступательного движения на участке полета ракеты-носителя (РН).

Предложены методики коррекции ошибок ориентации и навигации. Первая основана на использовании множественности интервальных решений, а вторая — на применении функций влияния ошибок доминирующего фактора модели погрешностей [3, 4] инерциальных измерителей на значения ошибок скорости и координат.

Для того, чтобы нивелировать накопленную ошибку ориентации, необходимо уточнить начальные условия для интегрирования на текущем шаге работы алгоритма. Одним из возможных решений видится использование в качестве начальных условий значения кватерниона, при получении которого не был использован неисправный измеритель. Выберем в качестве решения использование комбинаций, состоящих из различных «троек» датчиков угловых скоростей (ДУС), как более гибкого варианта решения с той точки зрения, что возможно наличие нескольких «троек», состоящих из измерителей, параметры модели погрешностей которых находятся в допустимых пределах и близки к нулевому математическому ожиданию и, следовательно, решение по таким комбинациям будет точнее.

Будем в ходе полета параллельно при одинаковых начальных условиях проводить интегрирование восьми систем кинематических уравнений: в решении одного используются все шесть ДУС, а остальные семь состоят из «троек» чувствительных элементов (ЧЭ). Комбинации «троек» определяются исходя из условия, что число «троек» (т. е. систем уравнений) должно быть минимальным, и обязательно должны быть такие комбинации, чтобы при наличии двух неисправных измерителей было корректное решение. После того как некондиционные датчики выявлены, начальные условия у всех восьми систем уравнений заменяются на те, которые на данный момент соответствуют усредненному решению систем, в которых некондиционные датчики не участвовали.

Следует понимать: несмотря на то, что ошибки на конечный момент времени могут оказаться меньше, чем где-то на середине рассматриваемого участка, возникшая максимальная ошибка уже могла попасть в решение навигационной задачи. Поэтому так важно, как можно раньше найти неисправный измеритель и исключить его из решения до того, как будут уточнены его параметры модели погрешностей.

Для коррекции ошибок навигации используется информация о влиянии ошибок параметров модели погрешности ЧЭ на ошибку кажущейся скорости.

Известна зависимость ошибки по кажущейся скорости в инерциальной системе координат от времени, полученная при моделировании, при задании

ошибки доминирующего фактора на установленном уровне (в рамках данного исследования использовался допустимый уровень погрешностей). В реальности же в ходе полета неизвестно, какими ошибками обладают датчики, поэтому необходимо промасштабировать эту ошибку, воспользовавшись для этого значениями накопленной разности (см. (1) в [2]), и вычислив необходимую величину поправки.

Было проведено моделирование полета РН при задании различных ошибок акселерометров и ДУС. Результаты моделирования показывают, что в лучшем случае ошибки ориентации и навигации на конец участка полета РН снижаются на порядок по сравнению с вариантом, где коррекция отсутствовала. Загруженность бортовой цифровой вычислительной машины (БЦВМ) при реализации данных методик является удовлетворительной, так как время функционирования бортовой реализации каждой соответствует 5–6 % от такта работы БЦВМ. В сравнении с известными решениями локализации неисправных измерителей [5, 6] и, например, в предположении распространения предложенного в [6] способа на поиск корректного решения задач ориентации и навигации, предложенные в данной работе методики имеют значительное преимущество по вычислительным затратам.

Итак, предложенные способы коррекции ошибок ориентации и навигации при автономном режиме полета СВ позволяют нивелировать негативное влияние некондиционных ЧЭ на решение задачи выведения с достаточно высокой точностью при наличии как одного, так и двух некондиционных инерциальных датчиков одного типа при условии корректной локализации отказов.

## Литература

- [1] Пояцыка О.С. Идентификация некондиционных инерциальных измерителей в составе избыточного бесплатформенного измерительного блока и восстановление их работоспособности. *VIII науч.-техн. конф. молодых ученых и специалистов*. Москва, ФГУП НПЦ АП, 2018, № 4, с. 23–25.
- [2] Овчинникова О.С. Идентификация некондиционных измерителей в составе избыточного бесплатформенного инерциального измерительного блока и восстановление уровня его отказоустойчивости. *Всерос. молодежная науч.-практ. конф.: сб. матер.* Красноярск, СибГУ им. М.Ф. Решетнева, 2018, с. 110–112.
- [3] Дишель В.Д., Межирицкий Е.Л., Пояцыка О.С., Соколова Н.В. Технология интервально-динамического оценивания и идентификации как средство повышения точности и отказоустойчивости систем управления космических комплексов выведения сегодняшнего и следующего поколений. *XXV Санкт-Петербургская междунар. конф. по интегрированным навигационным системам*. Санкт-Петербург, ГНЦ РФ АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2018, с. 53–63.
- [4] Дишель В.Д., Межирицкий Е.Л., Овчинникова О.С., Быков А.К., Соколова Н.В. Технология интервально-динамического оценивания и ее развитие применительно к задачам БИНС с измерительной избыточностью. *Труды ФГУП НПЦ АП*, 2018, № 1, с. 7–29.



- 
- [5] Колядин С.А., Бочкова Е.А., Фомичев А.А., Успенский В.Б. и др. Разработка отказоустойчивой высокоточной БИНС с использованием избыточных гироскопов среднего класса точности. *XXI Санкт-Петербургская междунар. конф. по интегрированным навигационным системам*. Санкт-Петербург, ГНЦ РФ АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2014, с. 288–294.
- [6] Negri C., Labarre E., Lignon C., Brunstein E., Salaun E. A New Generation of Inertial Reference System with Innovative Architecture Based on HRG for Satellite Launch Vehicles, (Sagem, France). *22th St. Petersburg International Conf. on Integrated Navigation Systems*. St. Petersburg, CSRI Elektropribor, 2015, pp. 298–306.



УДК 681.5.013

## Метод управления твердотопливной регулируемой двигательной установкой в условиях параметрической неопределенности

Медведев Александр Павлович

MedvedPalych@gmail.com

АО НПЦАП им. Н.А. Пилюгина

*В работе рассматривается метод, позволяющий в рамках математического моделирования достичь инвариантности системы стабилизации давления (ССД) твердотопливной регулируемой двигательной установки (ТРДУ) к разбросу среднеобъемной температуры твердого топлива. Показано, что предложенный метод позволяет достичь значительного улучшения качества переходных процессов в камере сгорания.*

**Ключевые слова:** *твердотопливная двигательная установка, регулирование тяги, качество переходных процессов, твердое ракетное топливо, термостатирование*

Среди твердотопливных ракетных двигателей выделяются твердотопливные регулируемые двигательные установки (ТРДУ), обладающие широким диапазоном регулирования тяги [1, 2]. Алгоритмы управления тягой таких ТРДУ создаются с учетом поведения внутрикамерных газодинамических процессов, описываемого в виде уравнений, составляющих математическую модель. Некоторые явления возможно учесть при моделировании, для некоторых немоделируемых явлений можно настроить реакцию алгоритмов управления, для нивелирования других прибегают к дополнительным процедурам при эксплуатации изделия [1, 2].

Одной из особенностей таких ТРДУ является высокая зависимость скорости горения топлива от его температуры [1, 3]. Чем выше температура топливного заряда, тем выше скорость горения, и наоборот. При большом отклонении температуры топливного заряда от величины, используемой для моделирования внутрикамерных процессов при настройке системы стабилизации давления (ССД) [4] наблюдаются значительные отклонения реальной скорости горения от расчетной величины, что приводит к ухудшению качества управления реального объекта.

Обычно величина разброса возможных значений температуры топлива для таких двигателей мала вследствие применения термостатирования. Однако рассматриваемый в работе перспективный двигатель должен осуществлять функционирование в диапазоне возможных температур топлива  $\pm 40$  °С. Требуемого качества регулирования внутрикамерных процессов в таких условиях удалось достичь с помощью разработанного метода управления ТРДУ в условиях параметрической неопределенности. Управление в этом случае осуществляется не традиционно через воздействие на структуру или пара-

метры ССД, а непосредственно через особое функциональное воздействие на органы управления с помощью уставки — заранее рассчитанного положения органа управления [5]. Так как прямое воздействие на органы управления оказывает наибольшее влияние на протекание внутрикамерных процессов, динамическое изменение величины уставок во время нахождения на стационарном участке давления или при выходе на него качественно меняет переходной процесс.

Применение описанного метода однозначно позволило улучшить качество переходных процессов рассматриваемой ТРДУ при смене режимов горения. В зависимости от выбора изначальных параметров ССД достигается улучшение качества переходного процесса во время запуска двигателя до 18 %, а время этого процесса снижается в несколько раз. Учитывая высокие требования к точности отработки рассогласований, особенно при выходе на режим горения, такие изменения существенно изменяют ситуацию в лучшую сторону, позволяя применять такие ТРДУ при значительном температурном разбросе.

## Литература

- [1] Абуггов Д.И., Бобылев В.М. *Теория и расчет ракетных двигателей твердого топлива*. Москва, Машиностроение, 1987.
- [2] Присняков В.Ф. *Динамика ракетных двигателей твердого топлива*. Москва, Машиностроение, 1984, 248 с.
- [3] Григорьев А.И. *Твердые ракетные топлива*. Москва, Химия, 1969, 116 с.
- [4] Зайцев А.В., Сальников А.Ю., Мышляев А.Ю. К вопросу о синтезе закона регулирования давления в твердотопливном двигателе. *Современные проблемы фундаментальных и прикладных наук. XLVII науч. конф. МФТИ: сб. тр.* Москва, МФТИ, ч. 10, с. 25.
- [5] Зайцев А.В., Сальников А.Ю., Мышляев А.Ю. К вопросу о стабилизации давления в камере сгорания двигателя с глубоким регулированием тяги. *XIII междунар. науч.-техн. семинар: тр.* Алушта–Москва, МГУ, 2004, ч. 2, с. 301–303.

УДК 629.78

## Алгоритмы траекторного управления космического буксира с малой тяговооруженностью

Эфендиева Айна Ариф кызы

efendieva@bmstu.ru

Шатский Михаил Александрович

msh@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

*Приведено обоснование необходимости реализации терминального управления в целях достижения приемлемой точности выведения космических аппаратов при помощи космических буксиров с малой тяговооруженностью. Приведены требования к алгоритму терминального управления. Рассмотрены способы описания задачи терминального управления. Проведен обзор терминальных алгоритмов управления. Рассмотрен алгоритм терминального управления, применяемый в настоящий момент времени для управления космическим буксиром. Выявлены его недостатки, в частности, допущение о независимости каналов по отклонениям управляющих воздействий при расчете функций чувствительности.*

**Ключевые слова:** космический буксир, терминальная система управления, малая тяговооруженность, траекторное управление космическими аппаратами, оптимальное управление

В настоящее время ввиду высокой стоимости выведения космических аппаратов, большой номенклатуры космических аппаратов (КА) и различных орбит выведения с использованием ракет-носителей и разгонных блоков с большой тяговооруженностью возрастает интерес к применению космических буксиров с малой тяговооруженностью. Однако использование маршевых двигателей с малой тяговооруженностью приводит к длительным по времени и протяженным в пространстве маневрам, вследствие чего снижается точность выведения КА на требуемую орбиту. Для решения данной проблемы необходимо использовать алгоритмы траекторного управления, построенные на принципах терминального управления.

Задача управления заключается в приведении космического буксира в заданные конечные состояния (элементы орбиты или требуемые значения радиус-вектора и вектора скорости) при известных начальных условиях. Задача выведения КА на заданную орбиту с помощью космического буксира характеризуются высокими требованиями к точности управления в терминальный момент времени. Кроме того, к протеканию процесса управления до этого момента могут предъявляться дополнительные требования, связанные с эффективным и экономичным использованием имеющихся ресурсов. При формальном описании задачи терминального управления следует постановка задачи оптимизации траектории движения космического буксира к заданной цели, решение которой базируется на общих методах оптимизации [1]. В детерминированной постановке решение данной задачи позволяет построить

оптимальную программу управления. Реальные же системы управления подвергаются воздействию различных случайных возмущений и помех, вследствие чего возникает необходимость рассматривать задачу терминального управления с использованием обратной связи на основе стохастической постановки задачи синтеза [2].

Алгоритм терминального управления выведения КА на заданную орбиту с помощью космического буксира должен удовлетворять следующим требованиям [3]:

- точность наведения;
- заданные ограничения на параметры движения;
- качество процесса регулирования;
- надежность управления;
- реализация в реальном времени.

Функции алгоритма терминального управления включают идентификацию параметров объекта и прогнозирование его движения к заданной терминальной цели. При работе алгоритма терминального выведения последовательно выполняются следующие операции: прогноз времени отсечки маршевого двигателя (терминальный момент времени); расчет невязок — отклонений от заданной орбиты на этот момент времени; определение функций чувствительности по параметрам программы управления; расчет поправок к параметрам программы управления [4]. В прогнозируемых невязках, и соответственно, в поправках к управлению проявляется методическая погрешность оценивания параметров используемых моделей движения. Таким образом, благодаря механизму отрицательной обратной связи, в системе терминального управления присутствует дополнительное воздействие для компенсации этой методической погрешности [5].

В литературе показано, что терминальное управление является решением задачи точного выведения на заданную орбиту КА с помощью космического буксира. Однако ранее вследствие малой мощности бортовых вычислительных машин (БЦВМ) для упрощения расчета функций чувствительности и соответственно поправок к управлению было принято допущение, что перекрестные связи между каналами по отклонениям управляющих воздействий слабые и, следовательно, могут быть опущены. Но в тоже время данное упрощение приводит к снижению точности наведения и ввиду совершенствования современных БЦВМ, перекрестные связи каналов управления необходимо учитывать.

## Литература

- [1] Андриенко А.Я., Иванов В.П. Вопросы теории и практики создания бортовых терминальных систем жидкостных ракет-носителей, *Автомат. и телемех.*, 2013, вып. 3, с. 103–119.
- [2] Петров Б.Н., Портнов-Соколов Ю.П., Андриенко А.Я., Иванов В.П. *Бортовые терминальные системы управления: принципы построения и элементы теории.* Москва, Машиностроение, 1983, 200 с.

- 
- [3] Сихарулидзе Ю.Г. *Баллистика и наведение летательных аппаратов*. Москва, Бином. Лаборатория знаний, 2011.
  - [4] Андреев В.П., Бонк Р.И., Бровкин А.Г. и др. *Система управления разгонным блоком*. Москва, МАИ-ПРИНТ, 2010, 272 с.
  - [5] Завадский В.К., Иванов В.П., Каблова Е.Б., Кленовая Л.Г., Табалин Д.Д., Основные направления эволюции принципов построения и технологии создания систем управления ракет-носителей и разгонных блоков. *Управление развитием крупномасштабных систем. 13-я Междунар. конф.: тр.* Москва, ИПУ РАН, 2021, с. 1142–1150.

УДК 629.7

## Алгоритм азимутальной коррекции движения баллистической ракеты на активном участке траектории с использованием аппарата нечеткой логики

Буриков Максим Вадимович      varvsn@mil.ru

Военная академия РВСН имени Петра Великого

*Представлен алгоритм азимутальной коррекции движения баллистической ракеты (БР), основанный на комплексировании сигналов коррекции от совокупности различных навигационных систем на базе преобразования в четкое число нечеткого набора выводов применительно к текущим значениям азимута полета, измеренным по навигационной информации с основной — инерциальной системы, и корректирующих — спутниковой навигационной и астроследящей систем.*

**Ключевые слова:** азимутальная коррекция, нечеткая логика, баллистическая ракета, алгоритм

В настоящее время широко используются интегрированные системы ориентации и навигации (ИСОН), которые состоят из гироскопического блока и блока приемной аппаратуры другой, как правило, более точной навигационной системы (НС). Примером таких систем могут служить астроинерциальные и инерциально-спутниковые навигационные системы.

Но использование только двух взаимосвязанных систем может существенным образом влиять на надежность работы ИСОН в достаточно специфичных возможных условиях полета БР, когда выход из строя какого-либо блока или снижение достоверности получаемой с него информации приводит ухудшению работоспособности всей системы.

Таким образом, возникает необходимость в построении комплексированной НС, состоящей из основной — например, инерциальной системы, и двух и более корректирующих систем.

Корректирующие системы (спутниковая, астроследящая и др.) в зависимости от различных условий применения могут функционировать как в штатном, так и в нештатном режимах работы. Из этого следует, что комплексированная система, исходя из складывающейся обстановки, должна уметь автоматически исключать полностью или частично те или иные корректирующие системы. В результате на выходе комплексированной системы должен быть сигнал, несущий информацию о разности значений азимута полета и обеспечивающий погрешность меньшего размера, чем погрешность гиросистемы. Чем меньше будет погрешность в системе, тем эффективнее будет результат коррекции.

Максимально эффективный результат будет достигаться в случае, когда корректирующий сигнал  $\Delta A_k$  будет равен погрешности в определении с по-

мощью гиросистемы  $\delta_{гс}$ , т. е. когда погрешность корректирующей системы  $\delta_k$  равна нулю ( $\Delta A_k = \delta_{гс}$ ). В любом случае  $\delta_k$  должна быть меньше  $\delta_{гс}$  и по возможности иметь минимальное значение.

Таким образом, целью комплексирования инерциальной (ИНС), спутниковой (СНС) и астроследящей (АСНС) навигационных систем будет является определение значения сигнала, минимально отличающегося от погрешностей в определении азимута полета БР с помощью корректируемой системы, т. е. ИНС.

Для проведения азимутальной коррекции движения БР целесообразно комплексировать сигналы разности значений азимута полета, рассчитанных по информации с гиросистемы и других НС, участвующих в комплексировании.

Так как зависимости данных и ограничений, перечисленных выше НС от постоянно меняющихся условий, возникающих на борту БР во время полета, являются достаточно сложными и неопределенными для проведения точного математического анализа, решение задачи комплексирования сигналов от данных НС не позволяет применять точные количественные методы и сводится, по сути, к проведению нечеткого моделирования.

Информацию, полученную сравнением показаний НС, достаточно сложно интерпретировать точно и определено. В свою очередь, в теории нечетких множеств имеется широкий набор математических средств, позволяющих отражать нечеткость исходной информации, что дает возможность в конечном итоге получить четкое число и построить адекватную модель.

Важным понятием в алгебре нечетких множеств является функция принадлежности [1], с помощью которой фиксируется степень истинности каждого правила (от 0 до 1), и определение которой позволяет формализовать нечеткость в использовании экспертной оценки.

Алгоритм азимутальной коррекции, основанный на комплексировании сигналов, должен быть построен таким образом, чтобы выбывали из рассмотрения сигналы НС, искажающих измеряемые параметры. Это обеспечивается отключением таких сигналов от программы комплексирования, если он не попадает в «основание» треугольника функции принадлежности [2].

На первом этапе с помощью ИНС определяются действительные параметры движения БР (скорость и координаты) путем интегрирования основных уравнений инерциальной навигации.

Параллельно с этим определяются навигационные параметры (далее — НП) БР с помощью СНС и АСНС в соответствии со штатными алгоритмами их функционирования.

Далее по навигационной информации, получаемой с указанных систем, определяются значения текущего азимута полета БР путем решения обратной геодезической задачи.

Затем формируется два разностных сигнала, как разности между значениями азимута, рассчитанными по информации с ИНС и с СНС и АСНС соответственно.

Для определения границ режимов работы комплексированной системы, т. е. для понимания, какой из двух разностных сигналов учитывать, необходимо задать какой-то критерий, в качестве которого предлагается использовать нормированное значение среднеквадратическое отклонение (СКО) сигналов НС.

Данное значение поступает на вход блока, реализующего один из алгоритмов нечеткой логики, а именно, алгоритм Мамдани, который состоит из нескольких этапов [3].

Первый этап носит название этапа фаззификации, в ходе которого определяются вид функций принадлежности для входов и выходов системы и их границы.

Значения функций принадлежности определяются по следующим выражениям:

$$\mu_{\text{пр}} = \begin{cases} 0, & \text{если } \sigma \leq \sigma_{\text{вхАСС}}; \\ \frac{\sigma_{\text{вхАСС}} - \sigma}{\sigma_{\text{вхАСС}}}, & \text{если } \sigma_{\text{вхАСС}} \leq \sigma \leq 1; \end{cases}$$

$$\mu_{\text{лев}} = \begin{cases} 0, & \text{если } \sigma \geq \sigma_{\text{вхСНС}}; \\ \frac{\sigma_{\text{вхСНС}} - \sigma}{\sigma}, & \text{если } 0 \leq \sigma \leq \sigma_{\text{вхСНС}}, \end{cases}$$

где  $\sigma_{\text{вхАСС}}$  — граница входа для функции принадлежности АСНС;  $\sigma_{\text{вхСНС}}$  — граница входа для функции принадлежности СНС;

Затем формируется база правил системы нечеткого вывода:

если  $\sigma_{\text{СНС}} \gg \sigma_{\text{АСС}}$ , то  $\sigma \rightarrow 1$  (учитывается сигнал только с АСНС);

если  $\sigma_{\text{СНС}} \ll \sigma_{\text{АСС}}$ , то  $\sigma \rightarrow 0$  (учитывается сигнал только с СНС);

если  $\sigma_{\text{СНС}} \approx \sigma_{\text{АСС}}$ , то  $\sigma \in [\sigma_{\text{выхАСС}}; \sigma_{\text{выхСНС}}]$  (комплексирование сигналов).

На следующем этапе проводится агрегирование подусловий и подзаключений в нечетких правилах.

И наконец, на заключительном этапе проводится дефаззификация выходных переменных с помощью центроидного метода, который заключается в расчете координаты центра тяжести нечеткого множества.

По совокупности полученных координат строится траектория центра тяжести, и выделяются области, соответствующие определенным режимам работы [4].

Благодаря тому, что изменение формы функций принадлежности и области их пересечения оказывают влияние на форму траектории координаты центра тяжести, имеется возможность изменять характер весов сигналов НС, т. е. если одна из НС по точности в несколько раз хуже, чем другая, то при



---

увеличении участка траектории, относящегося к более точной НС, и участка комплексирования, повысится приоритет соответствующих режимов.

### **Литература**

- [1] Заде Л. Понятие лингвистической переменной и его применение к принятию приближенных решений. Москва, Мир, 1976, 100 с.
- [2] Дьяконов В.П., Круглов В.В. *Инструменты искусственного интеллекта и биоинформатики*. Москва СОЛОН-ПРЕСС, 2006, с. 110–111.
- [3] Понятский В.М. Комплексирование сигналов от неравноточных информационных систем с помощью нечеткой логики. *International Journal of Open Information Technologies*, 2019, т. 7, № 3, с. 2–3.
- [4] Пегат А. *Нечеткое моделирование и управление*. Москва, БИНОМ. Лаборатория знаний, 2013, с. 487–488.

УДК 629.7

## Алгоритм компенсации погрешности ориентации гиросtabilизированной платформы системы управления баллистической ракеты в полете

Бузов Владислав Сергеевич

vladbzv@yandex.ru

*Военная академия РВСН имени Петра Великого*

*Рассматривается возможный алгоритм компенсации погрешности ориентации гиросtabilизированной платформы, обусловленной немодельными уходами гиросблоков комплекса командных приборов в полете, основанный на вычислении фактической матрицы ориентации, характеризующей погрешность гиросtabilизированной платформы. На основании полученной матрицы производится оценка погрешности вектора кажущейся скорости и ее компенсация в момент расчета поправки к вектору кажущейся скорости.*

**Ключевые слова:** *уход гиросблока, гиросtabilизированная платформа, инструментальная погрешность*

Одной из важнейших технических характеристик, оказывающих наиболее сильное влияние на эффективность применения ракет, является их точность. Необходимость повышения точностных характеристик обусловлена рядом предпосылок. Для боевых ракетных комплексов (БРК) это: необходимость обеспечения боевых возможностей ракетного вооружения в условиях сокращения количественного состава ракет и боевых блоков; значительное влияние точностных характеристик на показатели качества ракетного вооружения и другое. Для космических ракетных комплексов (КРК) это: необходимость обеспечения точности ориентации и взаимного расположения выводимых объектов; необходимость решения задач фазирования и построения пространственно-временных конфигураций при выведении в заданный район и другое. Основная доля суммарной точности боевых и космических ракетных комплексов связана с точностными характеристиками системы управления ракеты, основные задачи которой состоят в поддержании РК в боеготовом состоянии и обеспечении требуемой точности, поэтому при каждой модернизации и разработке новых ракетных комплексов особое внимание уделяется совершенствованию СУ [1]. Важнейшие тактико-технические характеристики систем управления, в частности точность попадания, в значительной мере определяются качественными показателями и параметрами комплексов командных приборов. Этим объясняются те значительные усилия, которые затрачиваются на улучшение технических характеристик комплексов командных приборов в процессе развития СУ. Повышение точности и обеспечение работоспособности комплексов командных приборов является самыми радикальными средствами повысить точностные характеристики СУ. Вместе с тем, на современном уровне развития ракетной техники технологические возможности

производства приборов практически достигли своих пределов и дальнейшее усложнение технологий не дает значимого уменьшения ожидаемых отклонений точек падения боевых блоков от точек прицеливания, что требует поиска альтернативных путей повышения точности попадания. Одним из таких путей является разработка методов оценки немодельных уходов гироблоков вследствие разбалансировки, неравножесткости, конструктивной неустойчивости мест крепления, конвекции жидкости и т. п. [2].

Математическая модель уходов гиросtabilизированной платформы (ГСП) применяется для расчета поправок, учитывающих систематическую составляющую скорости ухода ГСП относительно инерциального пространства при вычислении вектора кажущейся скорости (ВКС). Вследствие этого, когда инструментальные погрешности ГСП равны нулю, чувствительные оси акселерометров, расположенных на ГСП, не изменяют своего заданного положения относительно инерциального пространства. При появлении ухода ГСП оси чувствительности акселерометров поворачиваются в инерциальном пространстве относительно заданного положения, в результате чего появляется погрешность в измерении ВКС [3]. Следует отметить, что инструментальная погрешность разделяется на две составляющие: модельная, обусловленная систематическим уходом и немодельная, обусловленная случайным уходом. Модельная составляющая компенсируется при расчете ВКС, а немодельная, собственно, и определяет погрешность комплекса командных приборов СУ. Систематическая составляющая измеряется во время предстартовой подготовки и компенсируется при расчете ВКС. При этом предполагается, что средняя скорость ухода во время измерения будет равна средней скорости ухода в течение всего полета [4].

Для компенсации немодельной составляющей предлагается алгоритм, основанный на вычислении фактической матрицы ориентации гиросtabilизированной платформы, характеризующей погрешность ее ориентации относительно инерциального пространства, позволяющий в дальнейшем компенсировать и данную составляющую при расчете поправки ВКС. Источником информации для определения погрешности ориентации ГСП являются датчики угла прецессии гироблоков.

По информации, поступающей с датчика угла прецессии, рассчитываются углы стабилизации, т. е. углы поворота ГСП относительно инерциальной системы координат. По рассчитанным углам поворота ГСП определяются значения углов отклонения ГСП относительно инерциального пространства. Формируется фактическая матрица ориентации ГСП, элементами которой являются углы отклонения ГСП относительно инерциального пространства. Производится оценка погрешности вектора кажущейся скорости, обусловленная отклонением ГСП от номинального положения относительно инерциального пространства и ее компенсация в момент расчета поправки к ВКС.

Разработанный алгоритм позволяет получать фактическую матрицу ориентации ГСП, характеризующую ее погрешность, обусловленную немодель-

ными уходами гироблоков в полете. На основании полученной матрицы производится оценка погрешности вектора кажущейся скорости и ее компенсация в момент расчета поправки к ВКС, что, по результатам предварительного моделирования, обеспечивает уменьшение инструментальной погрешности, обусловленной уходами ГБ, на 15–20 %.

### **Литература**

- [1] Волков Л.И., Прокудин А.И., Гаврилов В.С., Мохоров Г.Н. *Точность межконтинентальных баллистических ракет*. Москва, Машиностроение, 1996, 302 с.
- [2] Разоренов Г.Н., Бахрамов Э.А., Титов Ю.Ф. *Системы управления летательными аппаратами*. Москва, Машиностроение, 2003, 584 с.
- [3] Лысенко Л.Н. *Наведение и навигация баллистических ракет*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2007, 672 с.
- [4] Назаров Б.И., Черников С.А., Хлебников Г.А., Верхов Г.В. *Командно-измерительные приборы*. Москва, МО СССР, 1987, 639 с.

УДК 681.5

## Стабилизация орбитальной ориентации космического аппарата в каналах крена и рысканья при измерении только угловой скорости крена

Лапин Алексей Владимирович

avlapin@bmstu.ru  
SPIN-код 7845-3398

Зубов Николай Евгеньевич

nezubov@bmstu.ru  
SPIN-код 8859-3129

МГТУ им. Н.Э. Баумана

В работе построен стабилизирующий закон управления орбитальной ориентацией космического аппарата во взаимосвязанных каналах крена и рысканья при наличии измерений только угловой скорости крена. Закон получен путем аналитического синтеза управления по выходу для линеаризованной модели четвертого порядка с двумя входами и двумя выходами и анализа этого решения с целью перехода к управлению по единственному выходу. Результат подтвержден альтернативным расчетом на основе дуальной формулы Аккермана, где регулятор по выходу получается из модального наблюдателя через матричное уравнение связи. Приведены условия, при которых регулятор по выходу существует и является стабилизирующим. Конкретные значения настроечных констант минимизируют длительность переходного процесса при ограничении на углы и угловые скорости, вызванных линеаризацией. Применимость подхода подтверждается примером численного моделирования.

**Ключевые слова:** гравитационный момент, декомпозиционный метод, дуальная формула Аккермана, орбитальная ориентация, управление по выходу

Рассматривается линеаризованная модель 0 углового движения космического аппарата (КА) на орбите под действием гравитационного и реактивного моментов во взаимосвязанных каналах крена и рысканья при измерении только скорости крена:

$$\underbrace{\begin{bmatrix} \dot{\gamma} \\ \dot{\gamma} \\ \dot{\psi} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix}}_{\mathbf{x}} = \underbrace{\begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 \\ a_{2,1} & 0 & 0 & a_{2,4} \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & a_{4,2} & a_{4,3} & 0 \end{bmatrix}}_{\mathbf{A}} \underbrace{\begin{bmatrix} \gamma \\ \dot{\gamma} \\ \psi \\ \dot{\psi} \end{bmatrix}}_{\mathbf{x}} + \underbrace{\begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 1/J_x & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 1/J_y \end{bmatrix}}_{\mathbf{B}} \underbrace{\begin{bmatrix} u_x \\ u_y \end{bmatrix}}_{\mathbf{u}}, \quad (1)$$

$$y = \underbrace{\begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix}}_{\mathbf{c}^T} \mathbf{x}.$$

Здесь  $\gamma$ ,  $\dot{\gamma}$  и  $\psi$ ,  $\dot{\psi}$  — углы и угловые скорости крена и рысканья;  $a_{2,1} = -4v^2\kappa_1$ ;  $a_{2,4} = -v(1-\kappa_1)$ ;  $\kappa_1 = (J_z - J_y)/J_x$ ;  $a_{4,2} = v(1-\kappa_2)$ ;  $a_{4,3} = -v^2\kappa_2$ ;  $\kappa_2 = (J_z - J_x)/J_y$  — коэффициенты;  $v$  — орбитальная угловая

скорость КА;  $J_x, J_y, J_z$  — осевые моменты инерции;  $\mathbf{x}, \mathbf{u}, \mathbf{y}$  и  $\mathbf{A}, \mathbf{B}, \mathbf{c}^T$  — вектора и матрицы состояния, управления, наблюдения.

Требуется построить стабилизирующий закон управления

$$\mathbf{u} = -\mathbf{f}\mathbf{y} \quad (2)$$

с обратной связью  $\mathbf{f}$ , обеспечивающий матрице  $\mathbf{A} - \mathbf{B}\mathbf{f}\mathbf{c}^T$  характеристический полином

$$p^*(\lambda) = \sum_{i=0}^4 p_i^* \lambda^{4-i} \quad (3)$$

с вещественными коэффициентами  $p_0^* = 1$  и  $p_i^* (i = \overline{1 \dots 4})$ .

Рассматриваемая задача управления по выходу осложняется тем, что в системе (1) суммарная размерность векторов управления и наблюдения меньше размерности вектора состояния. Поэтому известные методы управления по выходу, включая декомпозиционную схему [2] и приведение к управлению по состоянию [1], напрямую использовать невозможно. В настоящем исследовании предлагается два новых подхода.

Первый подход основан на полученном в работе [1] решении аналогичной задачи при наличии еще одного измерения — угла крена. Исследуются возможности обнуления первого столбца матрицы регулятора по выходу за счет коэффициентов полинома (3).

Во втором подходе используется дуальная формула Аккермана [3]. Исследуются возможности обеспечить разрешимость уравнения связи относительно искомой матрицы регулятора по выходу за счет коэффициентов полинома (3).

В работе [1] было получено решение  $\mathbf{F}$  задачи управления по выходу для матриц состояния  $\mathbf{A}$ , управления  $\mathbf{B}$  из системы (1) и матрицы наблюдения  $\mathbf{C}$  вида

$$\mathbf{C} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix},$$

где вторая строка совпадает с вектором  $\mathbf{c}^T$ . Показано, что матрица регулятора по выходу

$$\mathbf{F} = \begin{bmatrix} J_x & 0 \\ 0 & J_y \end{bmatrix} \left[ \begin{array}{c|c} a_{2,1} - \frac{p_4^*}{a_{4,3}} & p_1^* \\ \hline \frac{p_3^* + a_{4,3}p_1^*}{a_{2,4}} & a_{4,2} + \frac{1}{a_{2,4}} \left( a_{4,3} + p_2^* + \frac{p_4^*}{a_{4,3}} \right) \end{array} \right], \quad (4)$$

обеспечивает матрице  $\mathbf{A} - \mathbf{BFC}$  желаемый характеристический полином (3).

Обнулив первый столбец матрицы (4), соответствующий неизвестному (в настоящем исследовании) углу крена, получим условие

$$\begin{cases} p_4^* - a_{2,1}a_{4,3} = 0, \\ p_3^* + a_{4,3}p_1^* = 0. \end{cases} \quad (5)$$

Этому условию должны удовлетворять коэффициенты полинома (3), для того чтобы имела решение задача управления по выходу с измерением только угловой скорости крена. Искомое решение — второй столбец матрицы (4) с подстановкой условий (5):

$$\mathbf{f} = \begin{bmatrix} J_x p_1^* \\ J_y \left( a_{4,2} + \frac{p_2^* + a_{2,1} + a_{4,3}}{a_{2,4}} \right) \end{bmatrix}. \quad (6)$$

Условие (5) и решение (6) могли быть получены и несколько иначе. Система (1) со скалярным выходом  $y$  полностью наблюдаема, так как матрица наблюдаемости Калмана

$$\mathbf{N} = \begin{bmatrix} \mathbf{c}^T \\ \mathbf{c}^T \mathbf{A} \\ \mathbf{c}^T \mathbf{A}^2 \\ \mathbf{c}^T \mathbf{A}^3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 \\ a_{2,1} & 0 & 0 & a_{2,4} \\ 0 & \tilde{a}_{2,1} & a_{2,4}a_{4,3} & 0 \\ a_{2,1}\tilde{a}_{2,1} & 0 & 0 & a_{2,4}(\tilde{a}_{2,1} + a_{4,3}) \end{bmatrix},$$

где  $\tilde{a}_{2,1} = a_{2,1} + a_{2,4}a_{4,2}$ , имеет ненулевой определитель  $\det \mathbf{N} = -a_{2,1}(a_{2,4}a_{4,3})^2$ .

Согласно дуальной формуле Аккермана [3], вектор наблюдателя  $\mathbf{l}$ , обеспечивающий матрице  $\mathbf{A} - \mathbf{l}\mathbf{c}^T$  желаемый характеристический полином (3), равен

$$\mathbf{l} = \left( \sum_{i=0}^4 p_i^* \mathbf{A}^{4-i} \right) \mathbf{N}^{-1} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 - p_4^* / (a_{2,1}a_{4,3}) \\ p_1^* \\ \frac{1}{a_{2,4}} \left( p_1^* + \frac{p_3^*}{a_{4,3}} \right) \\ a_{4,2} + \frac{1}{a_{2,4}} \left( a_{4,3} + p_2^* + \frac{p_4^*}{a_{4,3}} \right) \end{bmatrix}.$$

Искомое решение задачи управления по выходу определяется из уравнения связи

$$\mathbf{B}\mathbf{f} = \mathbf{1},$$

которое разрешимо при условии

$$\underbrace{\begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix}}_{\mathbf{B}^L} \mathbf{1} = \mathbf{0} \Rightarrow \begin{cases} p_4^* - a_{2,1}a_{4,3} = 0, \\ p_3^* + a_{4,3}p_1^* = 0, \end{cases} \quad (7)$$

где  $\mathbf{B}^L$  — левый аннулятор максимального ранга [3]. Единственное решение имеет вид

$$\mathbf{f} = \underbrace{\begin{bmatrix} 0 & J_x & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & J_y \end{bmatrix}}_{\mathbf{B}^+} \mathbf{1} = \begin{bmatrix} J_x p_1^* \\ J_y \left( a_{4,2} + \frac{p_2^* + a_{2,1} + a_{4,3}}{a_{2,4}} \right) \end{bmatrix}, \quad (8)$$

где  $\mathbf{B}^+$  — псевдообратная матрица [3]. Условия (7) и (5), как и решения (8) и (6) совпадают.

Согласно критерию Гурвица [4], характеристический полином (3) будет обладать свойством устойчивости, если все угловые миноры матрицы Гурвица

$$\mathbf{P}^* = \begin{bmatrix} p_1^* & p_3^* & 0 & 0 \\ 1 & p_2^* & p_4^* & 0 \\ 0 & p_1^* & p_3^* & 0 \\ 0 & 1 & p_2^* & p_4^* \end{bmatrix}$$

положительны, т. е.

$$p_1^* > 0, \quad p_1^* p_2^* > p_3^*, \quad p_3^* (p_1^* p_2^* - p_3^*) > (p_1^*)^2 p_4^*, \quad p_4^* > 0.$$

В рассматриваемой задаче представленные неравенства выполняются, когда

$$\underbrace{-4v^2 (J_z - J_y) / J_x}_{a_{2,1}} < 0, \quad \underbrace{-v^2 (J_z - J_x) / J_y}_{a_{4,3}} < 0;$$

$$p_1^* > 0, \quad p_2^* > -a_{2,1} - a_{4,3}.$$

Таким образом, закон управления (2) с вектором обратной связи (6)

$$\mathbf{f} = \left[ J_x p_1^* \mid J_y \left( a_{4,2} + \tilde{p}_2^* / a_{2,4} \right) \right]^T, \quad (9)$$



где  $\tilde{p}_2^* = p_2^* + a_{2,1} + a_{4,3}$ , существует и является стабилизирующим, если  $J_z$  — наибольший из осевых моментов инерции КА, а коэффициенты  $p_1^*$  и  $\tilde{p}_2^*$  в формуле (9) положительны.

Значения коэффициентов  $p_1^*$  и  $\tilde{p}_2^*$  выбираются по результатам исследования в MATLAB на минимум длительности переходного процесса при ограничениях  $\max(|\dot{\gamma}|, |\dot{\psi}|) < 30^\circ$  и  $\max(|\dot{\gamma}|, |\dot{\psi}|) < 0,75v$ , вызванных линеаризацией. Для гипотетического КА моделирование подтвердило работоспособность предлагаемого алгоритма управления.

## Литература

- [1] Лапин А.В., Зубов Н.Е. Стабилизация орбитальной ориентации космического аппарата во взаимосвязанных каналах крена и рысканья при отсутствии измерений угла и угловой скорости рысканья. *XLVII Академические чтения по космонавтике, посвященные памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых — пионеров освоения космического пространства: сб. тез. в 4 т.* Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2023, т. 3, с. 146–149.
- [2] Zubov N.E., Lapin A.V., Mikrin E.A., Ryabchenko V.N. Output Control of the Spectrum of a Linear Dynamic System in Terms of the Van der Woude Method. *Doklady Mathematics*, 2017, vol. 96, iss. 2, pp. 457–460. <https://doi.org/10.1134/S1064562417050179>
- [3] Зубов Н.Е., Микрин Е.А., Рябченко В.Н. Матричные методы в теории и практике систем автоматического управления летательных аппаратов. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2016, 666 с.
- [4] Zubov N.E., Lapin A.V., Ryabchenko V.N., Proletarsky A.V., Selezneva M.S., Neusypin K.A. A Robust Control Algorithm of a Descent Vehicle Angular Motion in the Earth's Atmosphere. *Appl. Sci.*, 2022, vol. 12, iss. 2 (731). <https://doi.org/10.3390/app12020731>

УДК 629.7.05

## Моделирование основных режимов функционирования малого космического аппарата

Лобусов Евгений Сергеевич  
Фомичев Алексей Викторович

evgeny.lobusov@yandex.ru  
a.v.fomichev@bmstu.ru  
SPIN-код: 1376-6200

МГТУ им. Н.Э. Баумана

*Представлены результаты исследования системы автоматического управления малого космического аппарата с использованием неортогональной компоновки реактивных двигателей и кинематического принципа. Разработаны структурные схемы режимов и математические модели элементов системы автоматического управления малого космического аппарата. Представлены результаты моделирования функционирования предлагаемых неортогональных схем компоновки системы исполнительных органов с использованием разработанных алгоритмов для основных режимов управления малого космического аппарата при их различных параметрах и начальных условиях.*

**Ключевые слова:** *малый космический аппарат, система автоматического управления, реактивные двигатели, неортогональная схема компоновки, кинематический принцип, режимы функционирования*

В настоящее время одной из основных тенденций в освоении околоземного космического пространства является широкое использование малых космических аппаратов (МКА). Это объясняется все увеличивающимся использованием данных, полученных от МКА, для решения разнообразных прикладных задач как на Земле, так и в космическом пространстве. Поэтому при проектировании МКА особое внимание обращается на обеспечение минимальных экономических затрат при сохранении объема решаемых целевых задач.

В полете на МКА обязательно выполняется решение трех основных задач — ориентации (стабилизации), навигации и коррекции орбитального движения. Решение указанных задач осуществляется с помощью соответствующих технических средств и алгоритмов управления угловым движением и движением центра масс. Для решения каждой целевой задачи формируется соответствующий отдельный режим управления, а весь полет МКА, таким образом, состоит из определенной совокупности этих режимов.

Следует отметить, что практически все режимы управления, как правило, связаны с угловым движением, т.е. обеспечивают различные виды ориентации МКА [1, 2]. Однако отдельно можно выделить режим стабилизации углового положения, который возникает при выполнении различного рода орбитальных маневров.

В качестве математической модели МКА в работе используются уравнения углового движения (уравнения ориентации) МКА, соответствующие движению абсолютно твердого тела и представляемые в виде последователь-

ного соединения двух частей — одна из частей определяет динамические, а другая — кинематические свойства движения.

Динамические уравнения Эйлера (*динамическая часть*), связывающие действующие на МКА моменты и угловые скорости, записываются в связанной системе координат (ССК). Действующие моменты включают управляющие воздействия  $M_y$ , создаваемые системой исполнительных органов (СИО), и возмущающие воздействия  $M_B$ , обусловленные двигателями коррекции орбитального движения при их включении.

Кинематические уравнения углового движения (*кинематическая часть*), связывающие угловые скорости и переменные, определяющие угловое положение МКА записаны в нормированных кватернионах.

Система исполнительных органов включает двигатели ориентации и коррекции. Реактивные двигатели (РД) ориентации и коррекции работают в режиме «включено-выключено».

Для двигателей ориентации МКА предлагается использовать компоновку, отличающуюся от традиционной ортогональной, соответствующей осям ССК МКА [3, 4]. Эта компоновка содержит минимальное число двигателей ( $n = 4$ ), что позволяет, в первую очередь, обеспечить существенную экономию веса СИО.

Выбранный вариант компоновки двигателей ориентации приводит к необходимости постановки и решения задачи выбора конкретного набора двигателей, которая рассматривается, как *задача линейного программирования (ЗЛП)*. В качестве критерия оптимальности принимается минимум расхода рабочего тела при отработке рассогласования по угловой скорости, а также учитывается импульсный режим работы двигателей. В рассматриваемом случае решение задачи линейного программирования ищется обычным перебором, так как размерность задачи является минимальной ( $n = 4$ ). В результате решения ЗЛП получаются номера двигателей, составляющие тройку, и длительности их включения.

Более строго, следовало бы учесть условие  $\Delta V = 0$  (отсутствие изменения скорости поступательного движения), т. е. исключить влияние создаваемого момента на движение ц.м., и рассматривать шестимерную модель СИО. Однако, как показали результаты исследования, создание момента практически не приводит к созданию существенных сил, изменяющих орбитальное движение.

После определения конкретного набора двигателей происходит создание управляющего момента от каждого выбранного двигателя.

Последовательность включения и выключения каждого двигателя строится так, чтобы эта последовательность была симметричной относительно момента времени  $\tau_{\max}/2$  ( $\tau_{\max}$  — наибольшая длительность включения одного из двигателей). В этом случае можно интерпретировать каждый конечный по длительности импульс как приближение к  $\delta$ -функции.

Отметим также, что создание момента может сопровождаться и созданием (малой) нежелательной силы. Кроме того, следует учитывать и динамические свойства двигателей, связанные с наличием переходных процессов.

Таким образом, рассмотренный подход к созданию управляющих воздействий, устраняющий рассогласование между угловыми скоростями — желаемыми и существующими на момент включения — соответствует способу функционирования реактивных двигателей и формирует разомкнутый вариант управления угловым движением.

В работе было выполнено моделирование основных режимов функционирования САУ МКА: останов вращения МКА, приведение МКА к ориентации в орбитальной СК (ОСК), стабилизация.

По результатам работы можно сделать следующие выводы:

1. Показано, что вся совокупность режимов ориентации МКА, для которых характерно отсутствие возмущений, и режима стабилизации при наличии возмущений может быть сформирована с использованием СИО на реактивных двигателях.

2. Предложено сформировать СИО для режимов ориентации (управления угловым движением), используя неортогональную компоновку, которая может как уменьшить необходимое число двигателей, так и повысить степень надежности функционирования СИО. С этой точки зрения неортогональная компоновка является предпочтительной по сравнению с традиционной ортогональной.

Предполагается, что начальное значение угловой скорости для режима остановки вращения не превышает  $0,1 \text{ с}^{-1}$  ( $\approx 6$  град/с). При больших значениях начальных угловых скоростей может потребоваться повторное включение данного режима, чтобы достичь практически нулевых конечных угловых скоростей. Это вызывается влиянием неучитываемой в расчетах компоненты  $\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{J} \cdot \boldsymbol{\omega}$  в уравнениях Эйлера.

Результирующая компоновка двигателей, позволяющая реализовать как режимы ориентации, так и стабилизации, состоит из комплекта (4 + 4) двигателей малой тяги с неортогональным расположением и дублированием: комплекта из четырех дополнительных двигателей с увеличенной тягой и комплекта из четырех двигателей коррекции, расположенных коллинеарно и ортогонально согласно предложенной схеме.

3. Режим стабилизации — один из сложных режимов, формируется и реализуется на основе *идентификации* возмущения и последующей компенсации этого возмущения: для компенсации возмущения по боковым каналам с использованием двигателей СИО с ортогональной компоновкой, а для компенсации возмущения по продольному каналу двигателями с неортогональной компоновкой. Такой отдельный (независимый) от углового движения способ компенсации возмущения позволяет устранять возникающие угловые рассогласования, используя отдельный комплект двигателей с неортогональной компоновкой.

4. Разработан и реализован комплект программ для математической платформы Matlab, позволяющий проводить разнообразные численные эксперименты, детальные исследования различных вариантов компоновок МКА и алгоритмов управления.

### Литература

- [1] Лобусов Е.С., Фомичев А.В. Формирование алгоритмов бесплатформенной инерциальной системы навигации и основных режимов функционирования системы управления малогабаритного космического аппарата. Часть 1. *Мехатроника, автоматизация, управление*, 2014, № 12, с. 60–66.
- [2] Лобусов Е.С., Фомичев А.В. Формирование алгоритмов бесплатформенной инерциальной системы навигации и основных режимов функционирования системы управления малогабаритного космического аппарата. Часть 2. *Мехатроника, автоматизация, управление*, 2015, № 1, с. 54–60.
- [3] Фомичев А.В., Лобусов Е.С. Исследование режимов функционирования системы управления ориентацией и стабилизации малого космического аппарата с использованием реактивных двигателей ориентации и коррекции. *Системы управления беспилотными космическими и атмосферными летательными аппаратами. V Всерос. науч.-техн. конф.: тез. докл.* Тамбов, ООО Юлис, 2022, с. 33–34.
- [4] Фомичев А.В., Лобусов Е.С. Исследование режимов функционирования системы управления движением межорбитального малого разгонного блока с использованием неортогональных схем компоновки реактивных двигателей. *XLVII Академические чтения по космонавтике, посвященные памяти академика С.П. Королева и других выдающихся отечественных ученых — пионеров освоения космического пространства: сб. тез. в 4 т.* Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2023.

УДК 629.78.015

## К вопросу о проектировании программного обеспечения системы ориентации и стабилизации космического аппарата дистанционного зондирования Луны

Литвинчук Элеонора Александровна

Розин Петр Евгеньевич

Симонов Александр Владимирович

Гордиенко Евгений Сергеевич

BorisovaEA@laspace.ru

rozin@laspace.ru

SimonovAV@laspace.ru

GordienkoES@laspace.ru

АО «НПО Лавочкина»

*В докладе описывается методика проектирования программного обеспечения системы ориентации и стабилизации космического аппарата дистанционного зондирования Луны. Описывается способ декомпозиции программного обеспечения и требования, предъявляемые каждому элементу. Разработанное по данной методике программное обеспечение отвечает требованиям безопасности, универсальности, доступно для тестирования и разработки различными группами программистов.*

**Ключевые слова:** бортовое программное обеспечение, космический аппарат, КА дистанционного зондирования Луны, разработка программного обеспечения

В настоящее время активно ведется разработка космического аппарата «Луна-26», одной из ключевых задач которого является дистанционное зондирование Луны (КА ДЗЛ). Важной задачей при создании КА является проектирование системы ориентации и стабилизации (СОС). СОС позволяет КА изменять свое угловое положение, поддерживать угловую скорость вращения или поддерживать заданную ориентацию с необходимой точностью в соответствии с поставленной целевой задачей.

При разработке программного обеспечения (ПО) СОС КА ДЗЛ одновременно решаются задачи создания ПО, обеспечивающего ориентацию и стабилизацию КА на орбите, и создание моделирующего стенда для отработки алгоритмов и верификации полетного задания.

Доклад посвящен разработке ПО, которое условно было разделено на три составляющие:

- бортовое ПО;
- моделирующее ПО;
- ПО связующего модуля.

Такая декомпозиция ПО имеет ряд преимуществ: позволяет гибко подходить к разработке и отладке, т. е. разработка может проводиться разными группами программистов, а также позволяет учитывать разные требования, предъявляемые разным типам ПО [1]. Примером таких требований может служить бортовое ПО, которое должно быть написано на языке программирования Си с учетом правил и рекомендаций стандарта MISRA C для встроенных систем и ГОСТ Р 51904–2002 [2]. Кроме того, отличие моделирующего

ПО от бортового – отсутствие графического интерфейса. Моделирующее ПО должно обеспечивать возможность проведения статистических расчетов, анализ результатов, возможность сохранения результатов моделирования в базу данных или файл, возможность задания начальных условий и т. д.

Бортовое ПО имеет функционал для обработки и реализации полетного задания, а также расчет сигналов на исполнительные органы на основе данных, полученных от приборов.

Декомпозиция ПО позволяет легко адаптироваться к функциональному составу СОС, в том числе при изменении количества приборов, при замене отдельных приборов на аналогичные с другими характеристиками и т. д. Такое ПО является универсальным, легко модифицируемым, легко тестируемым, доступным для проверки [3].

Особое внимание нужно уделить бортовому ПО, к которому предъявляются особые требования к надежности, обусловленные окружающей средой [4]. Удовлетворение данных требований обеспечивается следованием стандарту MISRA C [5], а также ГОСТ Р 51904–2002. В данном ГОСТе указаны некоторые определяющие принципы создания бортового ПО, например, варианты проектирования архитектуры ПО таким образом, чтобы минимизировать негативное воздействие ошибок, обеспечить их обнаружение и провести необходимые меры по устранению данного воздействия, такие как: разбиение функционально независимых компонент ПО, создание многоверсионного неидентичного ПО, применение мониторинга безопасности. Так же данный ГОСТ указывает на необходимость анализа и учета ресурсов аппаратных средств компьютера, определяет уровни разрабатываемого ПО и классификацию отказных ситуаций, а также определяет характеристики ПО, устанавливаемые в системных требованиях для прикладного ПО: ПО должно выполнять специфицированные функции, как определено системными требованиями, ПО не должно проявлять аномального поведения, не определяемого процессом оценки безопасности системы.

Моделирующее ПО включает в себя математическую библиотеку, а также следующие параметры и модели:

1. Модель гравитационного поля Луны JGL-75 с разложением в ряд по сферическим функциям до гармоник  $75 \times 75$ .

2. Параметры, определяющие матрицу перехода от селенографической к селеноцентрической системе координат согласно рекомендациям международного астрономического союза.

3. Модели гравитационных возмущений от Земли и Солнца с определением положения согласно эфемеридам DE421 JPL NASA [6].

4. Уравнения динамики КА, учитывающие его низкочастотную динамическую схему.

5. Уравнение кинематики в кватернионной форме.

Данные модели, параметры и библиотеки средства позволяют провести моделирование вращательного и орбитального движения КА с учетом возмущающих воздействий от небесных тел.



Моделирующее ПО также обеспечивает имитацию работы измерительных приборов СОС КА с учетом случайных и детерминированных ошибок, задержек в получении данных, передачу данных в форматах согласно протоколу-информационного взаимодействия.

Связующий модуль обеспечивает взаимодействие бортовой и наземной части ПО. Он используется при наземном тестировании ПО для считывания ПЗ из файла, получения симитированных реальных данных и передачи их в качестве исходных данных в бортовое ПО, получения ответа от бортового ПО в виде управляющих сигналов и дальнейшего моделирования движения КА в пространстве с учетом управляющих и возмущающих воздействий.

На данный момент разработано ПО в следующем виде:

1. Бортовое ПО КА ДЗЛ. В состав которой входят 6 модулей, реализующих различные режимы функционирования КА, а именно:

- наведение КА в режиме инерциальной ориентации (ИНО);
- поддержание орбитальной ориентации в режиме ИНО;
- переориентацию в режиме ИНО;
- режим построения и поддержания солнечной ориентации;
- демпфирование угловых скоростей.

Также на борту реализована задача корректировки начальных условий навигационной задачи по параметрам, закладываемым с Земли.

Кроме того, в состав данного бортового ПО входят модуль обработки полетного задания, модуль формирования телеметрической информации, модуль даты и времени, а также операционный модуль, реализующий инициализацию ПЗ, взаимосвязь между кодом ПЗ и соответствующим режимом, получение и обработку данных с приборов КА.

2. Наземное ПО КА ДЗЛ. Данный блок содержит в себе модуль имитации работы приборов, модуль, содержащий правые части уравнений динамики и кинематики КА, эфемериды Солнца, Луны и Земли, библиотеку необходимых математических функций. В наземном ПО имеется графический интерфейс, благодаря которому пользователю доступны возможность корректировки начальных условий, полетного задания, редактирование набора исполнительных органов и датчиков КА, запуск реализации нештатной ситуации (НШС) для ее отработки и анализа и др.

3. ПО связующего модуля обеспечивает взаимосвязь моделирующей наземной части и бортовой части ПО, позволяя разработчикам выполнить множество задач, таких как:

- отладить работу ПО;
- выполнить тестирование отдельных полетных режимов;
- отработать различные НШС;
- промоделировать поведение КА на всех этапах полета и т. д.

Также в программе присутствует встроенный генератор ПЗ. С помощью удобного интуитивно понятного интерфейса пользователь может загрузить



---

готовое ПЗ из файла или базы данных, создать и загрузить новое ПЗ или редактировать существующее.

### Литература

- [1] Абрамов И.П., Алдашкин И.В., Алексеев Э.В. *Ракетно-космическая техника. Т. IV+22. В 2 кн. Кн. 2. Ч. I.* Москва, Машиностроение, б. г.
- [2] ГОСТ Р 51904–2002. Программное обеспечение встроенных систем. Общие требования к разработке и документированию. Москва, Госстандарт России.
- [3] Микрин Е.А., Кульба В.В., Павлов Б.В. Разработка моделей и методов проектирования информационно-управляющих систем космических аппаратов. *Автомат. и телемех.*, 2013, вып. 3, с. 38–50.
- [4] Jens Eickhoff. *Onboard Computers, Onboard Software and Satellite Operations: An Introduction (Springer Aerospace Technology)*. Springer, 2011.
- [5] *JPL Institutional Coding Standard for the C Programming Language JPL DOCID D-60411*, 2009.
- [6] Folkner W.M., Williams J.G., Boggs D.H. *The Planetary and Lunar Ephemeris DE 421*. 2009. JPL IOM 343R-08-003.

УДК 629.7

## Постановка научной задачи по поиску функции управления бортовой центральной вычислительной машины для высокодинамичных космических аппаратов

Наговицын Илья Павлович

iron2-1991@yandex.ru

Некрасов Владимир Викторович

vvv17@list.ru

АО «Корпорация «ВНИИЭМ»

SPIN-код: 2269-9157

*В данной работе произведен обзор широкого спектра требований к созданию современного космического аппарата дистанционного зондирования Земли. Из проведенного анализа выбраны показатели эффективности управления космическим аппаратом дистанционного зондирования Земли, как высокодинамичного объекта и приведены примеры задач, решаемых данным типом космических аппаратов. Сформулирована постановка научной задачи по поиску функции управления бортовой центральной вычислительной машины системы ориентации и стабилизации высокодинамичных космических аппаратов.*

**Ключевые слова:** высокодинамичный космический аппарат, бортовая цифровая вычислительная машина, двигатель-маховик, система управления

Для решения комплекса задач изучения Земли из космоса методами дистанционного зондирования, необходимо, чтобы космический аппарат, как носитель различных приборов, в том числе специальной информационно-измерительной аппаратуры, удовлетворял широкому спектру требований, определяемых его назначением [1]. Одним из таких требований является возможность оперативного и точного наведения целевой аппаратуры для съемки с космического аппарата на определенные районы для проведения частных наблюдений [2]. Данное требование характеризует космический аппарат дистанционного зондирования Земли как высокодинамичный объект.

Космический аппарат, к которому предъявляются подобные требования, может применяться для проведения съемки зон природных и техногенных катастроф, таких как: наводнение, лесные пожары, оползни, последствия землетрясений. Так же это актуально для создания стереоизображений различных объектов природного и искусственного происхождения.

Для создания управляющих моментов, необходимых для ориентации космических аппаратов, используются исполнительные органы, взаимодействующие с окружающей средой или реактивный принцип. К исполнительным органам с реактивным принципом относят реактивные двигатели и электро-механические органы управления [3].

В настоящее время в качестве электромеханических исполнительных органов систем ориентации и стабилизации различных отечественных и зарубежных космических аппаратов широкое применение получили двигатели-маховики. Это обусловлено экономией рабочего тела (топлива или газа) для реактивных двигателей на борту, а также высокой точностью ориентации,

надежностью и возможностью сохранения «прозрачной среды» вокруг объекта, необходимой для работы бортового оптического оборудования. Основными задачами двигателей маховиков являются осуществление высокоточной угловой стабилизации и управление ориентацией КА в пространстве средствами формирования моментов, воздействующих на корпус космического аппарата по соответствующим осям [4].

Проведенное исследование [5] показало актуальность применения современных двигателей-маховиков в системах ориентации высокодинамичных космических аппаратов. Где термин «высокодинамичный» характеризуется подходом, примененном в системе ориентации космического аппарата дистанционного зондирования Земли, обеспечивающим оптимальное управление по многокритериальному интегральному показателю оперативности (минимизация времени) и точности (минимизация ошибки).

В настоящем исследовании применяются методы системного анализа, математического моделирования, теории принятия решений, теории автоматического управления, теории интегральных и дифференциальных уравнений.

В результате данного исследования осуществляется постановка научной задачи по разработке программного обеспечения бортовой центральной вычислительной машины для управления высокодинамичными космическими аппаратами, имеющими в качестве исполнительных органов системы ориентации и стабилизации двигателя-маховики, функционирующие в режимах управления моментом и скоростью вращения ротора.

Планируется разработка алгоритма управления комплектом двигателей-маховиков, проведение математического моделирования, создание программного обеспечения для бортовой цифровой вычислительной машины космического аппарата с последующей отработкой на испытательном стенде.

## Литература

- [1] Макриденко Л.А. и др. Космические системы, комплексы и аппараты дистанционного зондирования разработки АО «Корпорация «ВНИИЭМ». Москва, Корпорация «ВНИИЭМ», 2018.
- [2] Некрасов В.В. Универсальная методология микроконтроллерной системы управления скоростью вращения ротора двигателя-маховика для высокодинамичных космических аппаратов. *Вопросы электромеханики. Труды ВНИИЭМ*, 2020, т. 177, № 4, с. 26–38.
- [3] Васильев В.Н. *Системы ориентации космических аппаратов*. Москва, ФГУП «НПП ВНИИЭМ», 2009, 310 с.
- [4] Поляков М.В., Дмитриенко А.С., Завьялова О.Ю. и др. Современное состояние и перспективы развития управляющих двигателей-маховиков. *Доклады ТУСУР*, 2018, т. 21, № 3. <https://doi.org/10.21293/1818-0442-2018-21-3-109-114>
- [5] Некрасов В.В. Микроконтроллерная система управления двигателя-маховика для высокодинамичных космических аппаратов. Дис. ... канд. техн. наук. Москва, 2022.

УДК 004.7:9

## Динамическое перераспределение ресурсов на уровне звена передачи данных в распределенных вычислительных системах на базе стандарта SpaceFibre с требованиями изоляции потоков данных

Суворова Елена Александровна

wildcat15@yandex.ru

SPIN-код: 4026-4290

ГУАП

*В современных высокопроизводительных вычислительных системах режимы функционирования, наборы решаемых задач и, соответственно, передаваемые по сети потоки данных могут динамически изменяться. Сетевые ресурсы, в частности, ресурсы звена передачи данных маршрутизаторов, должны соответствующим образом перераспределяться между потоками. При этом должно сохраняться свойство изоляции потоков данных. В статье рассматриваются возможности и ограничения стандарта SpaceFibre для обеспечения этой функциональности и предлагаются его модификации для устранения существующих ограничений.*

**Ключевые слова:** высокопроизводительные вычислительные системы, динамическая реконфигурация, программно реконфигурируемые сети, SpaceFibre, механизмы обеспечения качества сервиса, изоляция потоков данных

**Введение.** В большинстве современных распределенных вычислительных систем (High Performance Computing — HPC) одновременно (параллельно) решается несколько независимых групп задач. Ход выполнения одних задач не должен оказывать влияния на выполнение других. Для потоков данных от разных задач, передаваемых через сеть должны соблюдаться требуемые параметры качества сервиса (quality of service (QoS), взаимовлияние между потоками должно отсутствовать [1–3].

В ходе функционирования распределенной вычислительной системы передаваемые в сети потоки данных могут существенно изменяться. Могут изменяться пути передачи потоков и их характеристики. Это может происходить из-за изменения режима функционирования системы (изменения набора решаемых задач, добавления или исключения узлов, подсетей, отказов узлов). Также довольно значительные изменения характеристик потоков данных могут происходить и в ходе решения одного набора задач на разных этапах вычислительного процесса. Этапы вычислений могут чередоваться с этапами обменов данными, причем после разных этапов вычислений обмены данными могут происходить между разными узлами и с разной интенсивностью (другие характеристики также могут различаться). Соответственно характеристики потоков данных проходящих через одно (каждое) звено передачи данных сети могут существенно меняться во времени. При этом во многих случаях для системы свойство изоляции потоков должно сохраняться

и в условиях этих изменений. Например, изменения потоков данных одного из решаемых наборов задач не должно влиять на качество сервиса, предоставляемое потокам данных другого решаемого в системе набора задач [1–3].

Простейшим способом решения этой задачи могло бы быть предоставление каждому потоку данных максимально необходимых ему ресурсов, максимальных значений параметров. Например, выделение ему пропускной способности, соответствующей его максимальным потребностям. Однако в большинстве случаев такое невозможно, поскольку пропускная способность физического канала меньше суммарной максимальной пропускной способности всех потоков данных, передаваемых через него. При таком подходе для передачи этих потоков данных пришлось бы использовать несколько физических каналов. Однако, суммарная фактическая пропускная способность всех потоков в каждый момент функционирования системы не превосходит пропускной способности одного физического канала. В результате большая часть физических ресурсов системы будет простаивать. Для того, чтобы избежать этого может использоваться динамическая реконфигурация.

В ряде случаев реконфигурация звена передачи данных может осуществляться удаленным системным администратором. Как правило, этот вариант реконфигурации используется при изменении режима функционирования системы. Но в случае локальных изменений потоков данных в ходе решения одного набора задач при использовании этого варианта реактивность системы может быть слишком большой (задержки между событиями изменения характеристик потоков и реконфигурацией звеньев передачи данных могут быть слишком велики). Кроме того, это может приводить к недопустимо большой загрузке удаленного системного администратора. В таких случаях целесообразна возможность динамической самореконфигурации звена передачи данных. Этот механизм должен включать в себя также и средства определения необходимости осуществить самореконфигурацию.

Возможность такого рода динамической реконфигурации и самореконфигурации в первую очередь определяется используемым стандартом передачи данных. (До некоторой степени она может зависеть и от особенностей реализации.)

В данной статье мы выполняем оценку возможностей и ограничения стандарта SpaceFibre для поддержки такой динамической реконфигурации и предлагаем вариант модификаций этого стандарта для устранения ограничений.

**Краткая информация о звене передачи данных стандарта SpaceFibre.** В соответствии со стандартом SpaceFibre [4] в звене передачи данных может поддерживаться передача до 32 независимых потоков данных. Для их передачи используется механизм виртуальных каналов. Для каждого из потоков (для каждого из виртуальных каналов) могут быть заданы параметры QoS: уровень приоритета, доля пропускной способности, расписание (перечень таймслотов, в которые разрешена передача). Передача потоков данных через звено передачи данных идет в терминах фреймов. Максимальный размер фрейма 264 байта (поле данных — 256 байтов). Фреймы в общем случае не

выровнены по границам пакетов (фрейм может содержать конец одного пакета и начало следующего). При передаче по физическому каналу фреймы от разных виртуальных каналов могут чередоваться. Порядок чередования фреймов определяется в соответствии с параметрами качества сервиса, заданными для потоков данных. Передача текущего фрейма не прерывается при поступлении более высокоприоритетного фрейма. (Однако, это не оказывает существенного влияния на время передачи, поскольку максимальная длина фрейма не велика.)

Для исключения потери фреймов данных из-за переполнения буфера на приемной стороне используется механизм кредитования от приемника. Приемная сторона посылает передающей стороне информацию о том, какое количество данных она готова принять (количество кредитов). Для передачи этой информации используется специальный управляющий символ FCT. Передающая сторона отправляет данные в соответствии с имеющимися кредитами. Для реализации механизма кредитования на приемной стороне имеется буферное пространство. Кредитование осуществляется отдельно для каждого виртуального канала отдельно. Для каждого потока (виртуального канала) выделяется (резервируется за потоком) фиксированное количество буферного пространства. Механизм кредитования начинает работать сразу после установки соединения в звене передачи данных. Принимающая сторона отправляет передающей количество кредитов в соответствии с размером своего буфера. Далее по мере передачи данных и выборки их из приемного буфера на сетевой уровень, приемная сторона отправляет передающей стороне следующие кредиты [4].

Необходимо отметить, что фактически достижимые характеристики передачи данных зависят не только от заданных параметров качества сервиса, но и от механизма кредитования (наличия кредитов). Это, в свою очередь, зависит не только от того, как быстро данные из приемного буфера передаются на сетевой уровень (что в общем случае зависит от готовности узла приемника и от отсутствия коллизий на всем пути передачи потока данных), но и от размера приемного буфера.

Рассмотрим это подробнее. При приеме очередной фрейм данных сначала полностью накапливается в приемном буфере. Это необходимо для проверки его корректности (формата, порядкового номера и контрольной суммы). Только после проверки корректный фрейм начинает передаваться на сетевой уровень. Только после того, как фрейм будет передан на сетевой уровень, приемная сторона сможет отправить очередной символ кредитования передающей стороне. Если буфер приемной стороны вмещает в себя один фрейм, то из-за ожидания кредитования виртуальный канал сможет использовать (по теоретическим оценкам) менее 50 % пропускной способности физического канала (даже если ему выделено существенно больше). На практике из-за задержек, вносимых приемопередатчиками и кабелем, используемая пропускная способность оказывается еще ниже. Если увеличивать размер приемного буфера, то

доля пропускной способности физического канала, которую потенциально сможет использовать виртуальный канал, будет возрастать. Если в приемном буфере можно разместить три фрейма максимального размера, то может быть использовано около 90 % пропускной способности физического канала.

Таким образом, механизм виртуальных каналов SpaceFibre обеспечивает независимость потоков данных, передаваемых по разным виртуальным каналам. Если передача данных по одному из виртуальных (при)остановится (это может произойти, например, из-за неготовности терминального узла-приемника), то передача по другим виртуальным каналам может продолжаться в соответствии заданными параметрами QoS [4]. Однако, фактически достижимые характеристики передачи данных по одному (каждому) виртуальному каналу зависят от размера приемного буфера.

**Оценка возможностей динамической реконфигурации звена передачи данных SpaceFibre.** Оценим теперь возможности по динамической реконфигурации в звене передачи данных SpaceFibre. В соответствии со стандартом для передаваемых потоков данных могут динамически изменяться уровни приоритетов потоков данных, доля гарантированной пропускной способности, расписание. Измененные значения параметров будут использоваться при выборке следующего фрейма для передачи. Таким образом, стандарт SpaceFibre обеспечивает возможность быстрого динамического изменения параметров виртуальных каналов. Это является достоинством данного стандарта.

Из-за изменений характеристик потоков данных приемные буфера выделенные одним виртуальным каналам, могут простаивать, в то время как из-за недостаточного размера буферов другие потоки не смогут использовать необходимую им пропускную способность. Однако, механизм кредитования, используемый в SpaceFibre, не позволяет перераспределить буферное пространство между виртуальными каналами без логического разрыва соединения в звене передачи данных.

Соединение должно быть сначала остановлено, затем может быть выполнено перераспределение буферного пространства, после чего соединение должно быть вновь установлено. Процесс установки соединения занимает довольно ощутимое время. Это время сравнимо с продолжительностью фаз обмена данными вычислительного процесса. Кроме того, на этот период времени передача всех потоков данных в этом звене передачи будет не возможной, нарушается требование изоляции потоков данных. Это существенно ограничивает применимость такой схемы реконфигурации.

**Предлагаемая модификация SpaceFibre.** Мы рассмотрели существующие стандарты передачи данных для локальных вычислительных сетей, с поддержкой механизмов QoS в звене передачи данных: Infiniband [2, 3, 5], FibreChannel [6], SerialRapidIO [7–9]. Возможности по динамическому перераспределению буферного пространства имеются только в стандарте Serial Rapid IO. В этом стандарте конкретные буфера не фиксируются за потоками данных (виртуальными каналами). Для групп виртуальных каналов, имею-



щих одинаковый приоритет, задается количество буферного пространства, которое может быть занято. Это буферное пространство может перераспределяться между потоками данных в пределах группы в соответствии с их интенсивностью, изменяющейся во времени. Однако, могут возникать ситуации, когда один поток данных занимает все приемные буфера и в какой-то момент времени передача данных по нему останавливается. В результате заблокированной оказывается передача данных по всем потокам группы. Такая схема буферизации не обеспечивает изоляцию потоков данных. Поэтому существующие решения не могут быть применены для SpaceFibre.

Задача обеспечения динамической реконфигурации для звена передачи данных SpaceFibre может быть разделена на две части. Первая из них (тип 1) — это «глобальная» динамическая реконфигурация, которая, как правило, выполняется по команде от системного администратора при изменении режима функционирования, изменении структуры сети. (Определение необходимости реконфигурации осуществляется системным администратором, не входит в функции стандарта) Вторая задача (тип 2) — это динамическая реконфигурация в соответствии с изменениями потоков данных в разных фазах вычислительного процесса. Вторая задача выполняется как самореконфигурация по инициативе передающей стороны, поскольку изменения характеристик потоков наблюдаемы на передающей стороне. В этом случае необходимость реконфигурации должна определяться на уровне звена передачи данных.

При реконфигурации типа 1 изменения носят более глобальный характер, чем при реконфигурации типа 2. В частности, может изменяться количество потоков данных, виртуальных каналов в звене передачи данных. Как правило, в процессе реконфигурации передача данных по тем виртуальным каналам, которые реконфигурируются, не осуществляется. По остальным каналам данные должны передаваться в соответствии с заданными параметрами QoS. Для этого типа реконфигурации предлагается дополнить набор управляющих символов звена передачи данных символами, обеспечивающими сброс счетчиков кредитования. При этом работа данных виртуальных каналов должна быть запрещена. После сброса счетчиков кредитования буферное пространство можно перераспределить между виртуальными каналами и вновь разрешить их работу. Эти действия никак не скажутся на передаче данных по остальным виртуальным каналам.

Для обеспечения реконфигурации типа 2 предлагается следующая модификация. За каждым виртуальным каналом на приемной стороне закрепляется буферное пространство, необходимое для приема не менее одного фрейма максимального размера. Группе виртуальных каналов, для которых может быть необходимо перераспределение буферного пространства, выделяется общий набор буферов, которые могут использоваться любым виртуальным каналом из группы. Этот общий набор при кредитовании имеет уникальный номер виртуального канала — «групповой» номер. (Для каждой группы может быть добавлен один «групповой» канал.) Фреймы данных каждого вир-



туального канала из группы могут отправляться, если есть кредит на буфер данного виртуального канала или если есть кредиты «группового» виртуального канала. Как именно использовать кредиты «группового» виртуального канала, решает передающая сторона, для которой наблюдаемы интенсивности потоков данных, их изменения во времени. Для оценки характеристик потоков данных были использованы механизмы счетчиков программно-реконфигурируемых сетей [10].

Использование предложенных механизмов позволило в 2–3 раза сократить размер буферного пространства, используемого в звене передачи данных. При этом была сохранена поддержка изоляции потоков данных и требуемых характеристик QoS.

**Заключение.** В докладе рассмотрены причины необходимости динамической реконфигурации звена передачи данных в сетях НРС на базе SpaceFibre, возможности и ограничения SpaceFibre для поддержки реконфигурации. Предложены модификации стандарта, позволяющие устранить существующие ограничения, существенно сократить количество используемого буферного пространства.

Благодарности. Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства науки и высшего образования Российской Федерации, соглашение № FSRF-2023-0003, «Фундаментальные основы построения помехозащищенных систем космической и спутниковой связи, относительной навигации, технического зрения и аэрокосмического мониторинга».

## Литература

- [1] Zulkifli N., Sapit A., Mohammed A.N. Development of small scale cluster computer for numerical analysis. *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*, 2017, 6 p. <https://doi.org/10.1088/1757-899X/243/1/012031>
- [2] Subramoni H. INAM<sup>2</sup>: InfiniBand Network Analysis and Monitoring with MPI. *ISC 2016. Conference paper*, 2016, 19 p.
- [3] *Deploying HPC Cluster with Mellanox InfiniBand Interconnect Solutions*. Mellanox Technologies, 2017, 40 p.
- [4] *SpaceFibre — Very high-speed serial link. ECSS-E-ST-50-11C. ESA-ESTEC*. Noordwijk, the Netherlands, 2019, 233 p.
- [5] *InfiniBand Architecture Specification Release 1.3*. InfiniBand Trade Association, Beaverton, OR, USA, 2015.
- [6] *Fibre Channel — Methodologies for Interconnects (FC-MI)*. NCITS Technical Report Series TR-XX-200x, American National Standard for Information Technology, 2000, 58 p.
- [7] *RapidIO Interconnect Specification Revision 4.1*. 2017, 1521 p.
- [8] *KeyStone Architecture Serial Rapid IO (SRIO)*. User's Guide. Texas Instruments Incorporated, 2019, 369 p.
- [9] *RapidIO II Intel® FPGA IP User Guide*. 2020, 229 p.
- [10] Göransson P., Black C., Timothy Culver T. *Software Defined Networks. A Comprehensive Approach*. Elsevier Inc., 2017, 409 p.

УДК 681.5

## Динамическая структура алгоритмического обеспечения навигационного комплекса космического летательного аппарата

Селезнева Мария Сергеевна

m.s.selezneva@mail.ru

SPIN-код: 7657-4089

МГТУ им. Н.Э. Баумана

*Предложена структура алгоритмического обеспечения навигационного комплекса космического летательного аппарата. В основу структуры положена концепция динамического системного синтеза. Алгоритмическое обеспечение осуществляет комплексную обработку информации, поступающей от датчиков и с помощью качественных численных критериев происходит выбор наиболее точной информации. Для получения наиболее точной модели предложено использовать алгоритм управления критериями селекции алгоритма самоорганизации.*

***Ключевые слова:** космический летательный аппарат, навигационный комплекс, алгоритмическое обеспечение, динамический системный синтез, качественные критерии, ансамбль критериев селекции, алгоритм самоорганизации*

**Введение.** В настоящее время постоянно повышаются требования, предъявляемые к измерительным системам космических летательных аппаратов (КЛА). Для повышения точности в навигационном комплексе (НК) предлагается использовать информацию только от тех измерительных систем и датчиков, компоненты векторов состояния моделей погрешностей которых, обладают повышенными качественными характеристиками [1–4]. Таким образом, удастся построить математические модели повышенной точности для осуществления прогноза погрешностей комплекса на следующем этапе его функционирования.

Формирование адекватной структуры алгоритмического обеспечения НК целесообразно проводить на основе концепции динамического системного синтеза. В рамках этой концепции предлагается использовать численные критерии степени наблюдаемости, управляемости и параметрической идентифицируемости [5–7], поскольку это даст возможность покомпонентно проводить сравнение векторов состояния различных систем и использовать на каждом этапе функционирования наилучший состав НК.

**Навигационный комплекс со специальными критериями отбора.** Коррекция НК осуществляется алгоритмическим путем с использованием моделей погрешностей инерциальной навигационной системы (ИНС), являющейся базовой системой НК [8, 9]. Для комплексирования навигационных систем использован ансамбль качественных критериев. С помощью критериев анализируются качественные характеристики моделей погрешностей НК. Рабочий контур НК определяется в зависимости от режима полета по максимальным значениям численных качественных критериев. В ансамбль крите-

риев включены критерии степени наблюдаемости и степени управляемости, а также критерий степени параметрической идентифицируемости.

При помощи ансамбля критериев предлагается осуществлять выбор компонент векторов состояния для которых строятся прогнозирующие модели, используемые в алгоритмическом обеспечении НК.

Информация от измерительных систем и датчиков навигационной информации поступает в блок БКС, где происходит определение степеней наблюдаемости, управляемости и параметрической идентифицируемости, а также формирование измерений. В качестве АПМ применяется алгоритм самоорганизации [10, 11].

Алгоритмический комплекс НК функционирует в соответствии с концепцией динамического системного синтеза. Эта концепция предусматривает использование на каждом этапе полета моделей с наилучшими качественными характеристиками, соответствующими режиму полета КЛА.

**Заключение.** Представлена функциональная схема НК КЛА. При синтезе структуры алгоритмического обеспечения НК использована концепция динамического системного синтеза. Алгоритмическое обеспечение НК формируется на основе ансамбля критериев, в котором использованы качественные критерии моделей. Для управления специальными критериями разработана функциональная схема.

Использование специальных критериев с увеличенным весом для построения математических моделей позволяет повысить точность навигационных определений КЛА.

## Литература

- [1] Неусыпин К.А., Пролетарский А.В., Власов С.В. Алгоритмические способы повышения точности автономных навигационных систем. *Труды ФГУП «НПЦАП». Системы и приборы управления*, 2010, № 3, с. 68–74.
- [2] Джанджгава Г.И. и др. Навигационный комплекс с повышенными характеристиками наблюдаемости и управляемости. *Авиакосмическое приборостроение*, 2016, № 6, с. 18–24.
- [3] Шэнь К., Неусыпин К.А. Исследование критериев степеней наблюдаемости, управляемости и идентифицируемости линейных динамических систем. *Мехатроника, автоматизация, управление*, 2016, т. 17, № 11, с. 723–731.
- [4] Shen K. et al. Quantifying observability and analysis in integrated navigation. *Navigation: Journal of the Institute of Navigation*, 2018, vol. 65, no. 2, pp. 169–181.
- [5] Proletarsky A.V. et al. Development and analysis of the numerical criterion for the degree of observability of state variables in nonlinear systems. *2017 Internet Technologies and Applications (ITA)*, IEEE, 2017, с. 150–154.
- [6] Zhang L., Neusyypin K.A., Selezneva M.S. A new method for determining the degree of controllability of state variables for the LQR problem using the duality theorem. *Applied Sciences*, 2020, vol. 10, no. 15, art. 5234.
- [7] Неусыпин К.А. *Современные системы и методы наведения, навигации и управления летательными аппаратами*. Москва, МГОУ, 2009, 500 с.

- 
- [8] Кай Ш., Неусыпин К.А. Критерий степени наблюдаемости переменных состояния нестационарных систем. *Автоматизация. Современные технологии*, 2016, № 6, с. 10–16.
- [9] Неусыпин К.А., Фам С.Ф. Численный критерий степени управляемости переменных состояния. *Автоматизация и современные технологии*, 2007, № 7, с. 24–26.
- [10] Ивахненко А.Г. и др. Развитие алгоритмов самоорганизации по методу группового учета аргументов. *Математические методы распознавания образов*, 2003, т. 11, № 1, с. 87–93.
- [11] Фам С.Ф., Неусыпин К.А., Селезнева М.С. Разработка компактного алгоритма самоорганизации. *Наука сегодня: проблемы и пути решения. Матер. междунар. науч.-практ. конф.: сб. тр. в 2 ч. Ч. 1*. Вологда, Маркер, 2016, с. 64.

УДК 681.513

## Алгоритмы фильтрации с высокой степенью адаптивности

Неусыпин Константин Авенирович

neusipin@bmstu.ru

SPIN-код: 2860-1736

Жидкова Марина Андреевна

zhidkovama@student.bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

*Разработан адаптивный алгоритм оценивания, являющийся прямой модификацией фильтра Калмана. Рассмотрены методы оценки степени адаптивности системы. Представленный адаптивный алгоритм включает жесткие связи по обновляемой последовательности, что повышает его степень адаптивности. Проведен эксперимент, состоящий в моделировании погрешностей инерциальной навигационной системы и оценки погрешностей с помощью оптимального и адаптивного фильтров Калмана. Результаты моделирования продемонстрировали повышенную точность оценивания адаптивного фильтра Калмана в стохастических условиях и при изменении характера оцениваемого процесса.*

**Ключевые слова:** *степень адаптивности, инерциальная навигационная система, погрешность, алгоритм оценивания, адаптивный фильтр Калмана, жесткая связь по обновляемой последовательности*

Адаптация — процесс изменения параметров и структуры системы, а возможно, и управляющий воздействием на основе текущей информации с целью достижения определенного, обычно оптимального, состояния системы при начальной неопределенности и изменяющихся условиях работы [1].

Понятие адаптивности связано с понятием чувствительности. Чувствительность автоматических систем характеризует влияние параметров элементов на их свойства. Для количественного измерения изменений вводятся функции чувствительности. Для обеспечения высокой степени адаптивности система должна быть достаточно чувствительной.

Степень адаптивности является качественной характеристикой системы [2–5]. Одним из способов оценивания степени адаптивности является анализ соответствия обеспечиваемых критериев качества переходных процессов заданным при различных параметрах объекта управления [2]. Количественная оценка степени адаптивности к изменению параметров системы проводится на основе функций принадлежности полученных переходных процессов к множеству «монотонный переходной процесс».

Другим способом определения степени адаптивности системы является построение матрицы с весовыми коэффициентами, которые вычисляются сравнением реакции реальной системы и среднестатистического эталона [3].

Оптимальный фильтр Калмана, предназначенный для оптимальной оценки и подавления измерительного шума, является широко используемым методом оценивания погрешностей ИНС. Фильтр Калмана описывается уравнениями (1):

$$\begin{aligned}
\hat{x}_k &= \Phi_{k, k-1} \hat{x}_{k-1} + K_k (z_k - H_k \Phi_{k, k-1} \hat{x}_{k-1}); \\
P_{k/k-1} &= \Phi_{k, k-1} P_{k-1} \Phi_{k, k-1}^T + Q_{k-1}; \\
K_k &= P_{k/k-1} H_k^T (H_k P_{k/k-1} H_k^T + R_k)^{-1}; \\
P_k &= (I - K_k H_k) P_{k/k-1},
\end{aligned} \tag{1}$$

где  $P_{k/k-1}, P_k$  — априорная и апостериорная ковариационные матрицы ошибок оценивания соответственно;  $\Phi_{k, k-1}$  — матрица системы;  $K_k$  — матрица усиления фильтра Калмана;  $H_k$  — матрица измерений;  $Q_{k-1}$  — ковариационная матрица входного шума;  $R_k$  — ковариационная матрица измерительного шума.

На практике часто имеет место расходимость оптимального фильтра Калмана. Основной причиной расходимости является погрешность задания априорных данных. Адаптивный фильтр — это фильтр, способный вырабатывать достаточно точную оценку вектора состояния в отсутствие точной априорной информации о статистике входных и измерительных шумов. Адаптивный фильтр Калмана описывается уравнениями (2):

$$\begin{aligned}
\hat{x}_k &= \Phi_{k, k-1} \hat{x}_{k-1} + K_k v_k; \\
P_{k/k-1} &= \Phi_{k, k-1} P_{k-1} \Phi_{k, k-1}^T + K_{k-1} v_k v_k^T K_{k-1}^T; \\
K_k &= P_{k/k-1} H_k^T (v_k v_k^T)^{-1}; \\
P_k &= (I - K_k H_k) P_{k/k-1},
\end{aligned} \tag{2}$$

где  $v_k = z_k - H_k \Phi_{k, k-1} \hat{x}_{k-1}$  — обновляемая последовательность, являющаяся белым шумом с ковариационной матрицей  $M[v_k v_k^T] = H_k P_{k/k-1} H_k^T + R_k$ .

В результате моделирования ошибок ИНС в случаях оптимального и адаптивного фильтров Калмана можно сделать вывод о большей в сравнении с оптимальным фильтром Калмана эффективности адаптивной фильтрации. В условиях отсутствия достоверной априорной информации и активного маневрирования ЛА [6] адаптивный алгоритм оценивания с повышенной степенью адаптивности обеспечивает повышенную точность оценивания. Использование обновляемой последовательности в адаптивном алгоритме для оценивания ковариационных матриц позволяет повысить точность оценок погрешностей ИНС в условиях стохастической неопределенности, а применение жестких связей по обновляемой последовательности приводит к повышению степени адаптивности алгоритма.

**Литература**

- [1] Цыпкин Я.З. *Адаптация и обучение в автоматических системах*. Москва, Наука, 1968.
- [2] Седойкин Д.Н. *Разработка структуры адаптивных систем возбуждения синхронных генераторов для демпфирования колебаний в электроэнергетических системах. Автореф. дис. ... канд. техн. наук*. Санкт-Петербург, 2018, 18 с.
- [3] Неусыпин К.А., Муркина Н.В. Фрустрационная толерантность интеллектуальных систем летательных аппаратов. *Автоматизация. Современные технологии*, 2004, № 1, с. 25–27.
- [4] Чжан Лифэй, Неусыпин К.А. Классификация качественных понятий наблюдаемости, управляемости и идентифицируемости динамических систем. Будущее машиностроения России. *15-я Всерос. конф. молодых ученых и специалистов (с междунар. участием): сб. докл. в 2 т.* Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2022, т. 2, 567 с.
- [5] Неусыпин К.А. Способы определения качественных характеристик моделей динамических систем. *Автоматизация. Современные технологии*, 2020, т. 74, № 2, с. 71–77.
- [6] Суркова А.Д., Кузнецов М.А. Алгоритмы прицельно-навигационного комплекса ударного беспилотного летательного аппарата. *Политехнический молодежный журнал*, 2022, № 11 (76). <http://dx.doi.org/10.18698/2541-8009-2022-11-838>

УДК 681.5

## Методы построения прогнозирующих моделей на основе эволюционных алгоритмов

Григорьев Леонид Владимирович

glv19u174@student.bmstu.ru

Степченко Евгений Игоревич

stepchenkoei@student.bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

*Реализован метод прогнозирования, основанный на алгоритме самоорганизации, позволяющий достаточно точно получить краткосрочный прогноз погрешности тестовой модели инерциальной навигационной системы в автономном режиме работы. Разработка метода прогнозирования на основе алгоритма самоорганизации позволяет строить модели исследуемого процесса в условиях минимума или даже полного отсутствия априорной информации. Модель, построенную в режиме коррекции инерциальной навигационной системы, от внешних датчиков можно использовать для коррекции в автономном режиме, при условии исчезновения корректирующего сигнала, что дает возможность повысить точность навигационной информации.*

**Ключевые слова:** инерциальная навигационная система, навигационный комплекс, алгоритм самоорганизации, угол отклонения гиросtabilизированной платформы, краткосрочный прогноз, космический летательный аппарат, погрешности инерциальной навигационной системы, коррекция

Для выполнения поставленных перед космическим летательным аппаратом (КЛА) задач необходимо точное управление КЛА, а для точного управления требуется информация от различных измерительных систем. Измерительные системы объединяются в измерительные комплексы, состоящие из инерциальных навигационных систем (ИНС), спутниковых радио – навигационных систем GPS/ГЛОНАСС, различных РЛС [1]. Измерительные комплексы позволяют наиболее точно контролировать полет КЛА и определять его местоположение. Современные ИНС имеют погрешности, обусловленные различными факторами. Их можно разделить на методические погрешности, обусловленные методом проведения измерений, и инструментальные погрешности, возникающие в следствии погрешностей инерциальных датчиков, например, случайного дрейфа гироскопов, нестабильности масштабных коэффициентов датчиков момента гироскопов и акселерометров или погрешности передачи информации [2].

В данном исследовании рассмотрен и реализован один из алгоритмов компенсации погрешности ИНС в автономном режиме — алгоритм прогнозирования, основанный на алгоритме самоорганизации. Этот метод позволяет построить высокоточные модели исследуемых процессов в условиях минимума априорной информации [3].

Обработка информации навигационных систем посредством алгоритмов управления и оценивания предполагает наличие устойчивых выходных сигналов как минимум от двух измерительных систем.



Алгоритмы прогноза используются в качестве алгоритмического обеспечения, в тех случаях, если сигнал от одной из навигационных систем отсутствует на некоторых интервалах времени.

Компенсация погрешностей ИНС предполагает формирование сигналов коррекции, пропорциональных погрешностям системы в определении скорости, углам отклонения гиросtabilизированной платформы (ГСП) относительно сопровождающего трехгранника и дрейфам ГСП [4].

Математическая модель погрешностей ИНС описывается соотношением, указанным ниже [5, 6]:

$$X_k = \Phi X_{k-1} + W_{k-1}, \quad (1)$$

где

$$X_k = \begin{bmatrix} \delta V_k \\ \varphi_k \\ \varepsilon_k \end{bmatrix}, W_{k-1} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ W_k \end{bmatrix}, \Phi = \begin{bmatrix} 1 & -gT & 0 \\ \frac{T}{R} & 1 & T \\ 0 & 0 & 1 - \beta T \end{bmatrix},$$

где:  $T$ , с — период дискретизации;  $W$  — дискретный аналог белого шума;  $\beta$  — средняя частота случайного изменения дрейфа;  $\delta V_k$  — вектор ошибок измерения.

Для демонстрации работы алгоритма использованы следующие параметры матрицы  $\Phi$ :

$$g = 35\,280 \text{ м/мин}^2; T = 1 \text{ с}; R = 6\,370\,000 \text{ м}.$$

Значения начального вектора входного сигнала  $X$  были приняты следующими:

$$X_0 = [100, 10^{-4}, 10^{-5}].$$

Опорная функция (ОФ), подобранная аналитически, имеет следующий вид

$$A \times e^{(bt)} \times \sin(\omega t + \varphi), \quad (2)$$

где:  $A$  — амплитуда опорной функции;  $b$  — коэффициент;  $t$  — время прогнозирования;  $\omega$  — циклическая частота;  $\varphi$  — сдвиг по фазе.

Значения коэффициентов опорной функции, прогнозирующей погрешности измерения ИНС по скорости:

$$A = 100 \text{ м/мин}; b = 0,001; T = 200 \text{ мин}; \Omega = 200\,000 \text{ рад/Мин}; \varphi = 1 \text{ рад}.$$

Опорная функция для прогноза погрешности измерения ИНС по углам отклонения ГСП имеет аналогичный вид с иным численным значением амплитуды  $A$ :

$$A = 5 \times 10^{-4} \text{ рад/мин}.$$

Задача прогнозирования была решена с применением «гипотезы селекции». Амплитуда, циклическая частота, сдвиг по фазе — эквивалент генам,

присущим определенному растению, в свою очередь, опорная функция — эквивалент растения с определенным набором генов.

Погрешность прогноза по скорости в лучшем случае составляет 3,8 %, а по углу отклонения ГСП равна 1,7 %. Такое состояние достигается при  $\beta = 10^{-2}$  и  $\delta = 0,04$ .

Таким образом, реализованы тестовая модель погрешностей ИНС без учета внешних возмущений и метод прогнозирования, основанный на алгоритме самоорганизации, позволяющий достаточно точно получить краткосрочный прогноз погрешности ИНС в автономном режиме работы.

## Литература

- [1] Неусыпин К.А. *Современные системы и методы наведения, навигации и управления летательными аппаратами*. Москва, МГОУ, 2009, 500 с.
- [2] Шэнь Кай, Пролетарский А.В., Неусыпин К.А. Исследование алгоритмов коррекции навигационных систем летательных аппаратов. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Приборостроение*, 2016, № 2, с. 28–39.
- [3] Неусыпин К.А. Разработка модифицированных алгоритмов самоорганизации для коррекции навигационной информации. *Автоматизация. Современные технологии*, 2009, № 1, с. 37–39.
- [4] Чан Н.Х., Селезнева М.С. Разработка алгоритмов коррекции навигационных систем. *Актуальные вопросы фундаментальных наук. Междунар. науч. конф.: тр.* Москва, 2014, с. 155–158.
- [5] Буй Ван Кыонг, Неусыпин К.А. Алгоритмический способ повышения точности навигационных систем. *Автоматизация. Современные технологии*, 2005, № 7, с. 11–15.
- [6] Пролетарский А.В., Неусыпин К.А., Шэнь Кай. Алгоритмические способы коррекции автономных инерциальных навигационных систем. Управление в морских и аэрокосмических системах. *Седьмая Рос. мультikonф. по проблемам управления: сб. тр.* Санкт-Петербург, ГНЦ РФ ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2014, с. 637–641.

УДК 681.5.

## Коррекция навигационного комплекса беспилотного летательного аппарата с использованием астросистемы

Суркова Анастасия Дмитриевна

a.d.surkova@mail.ru

SPIN-код: 5827-4500

Сенькин Александр Васильевич

avsen@bmstu.ru

Кузнецов Михаил Александрович

isau@mail.ru

SPIN-код: 9907-3604

МГТУ им. Н.Э. Баумана

*Рассмотрен навигационный комплекс беспилотного летательного аппарата. Коррекция навигационного комплекса осуществляется с использованием различных датчиков информации, одним из перспективных датчиков является астродатчик. Представлен принцип действия астросистемы и проведено математическое моделирование погрешностей инерциальной навигационной системы с использованием коррекции ее от различных датчиков навигационной информации.*

**Ключевые слова:** беспилотный летательный аппарат, навигационный комплекс, астрокорректор, адаптивный фильтр Калмана, компенсация ошибок

Беспилотные летательные аппараты (БПЛА) тяжелого класса снабжаются навигационными комплексами, включающими различные навигационные системы: инерциальные навигационные системы (ИНС), спутниковые навигационные системы ГЛОНАСС, радиолокационные системы (РЛС), астронавигационные системы (АНС) и др. [1–5]. Одной из наиболее точных современных систем является АНС. Путем определения положения небесных тел можно установить пространственные координаты БПЛА, которые используются в качестве основы наведения на цель. Обычно применяется несколько оптических датчиков с направлением на фиксированные звезды, которых должно быть по крайней мере две.

Система астронаведения относится к светочувствительным устройствам, которые осуществляют наведение скорее по источнику света, чем по цели.

Упрощенная АНС состоит из инерционной системы, непрерывно корректируемой в определенных интервалах. Рассмотрим инерционный автоматический ориентатор с астрокоррекцией (ИАОАК) и автоматическую астронавигацию (АА).

В инерционном автоматическом ориентаторе с астрокоррекцией производится периодическое измерение положения звезд для коррекции дрейфа гироскопов. Эта дополнительная коррекция необходима потому, что не всегда дрейф гироскопа постоянен. Он может изменяться как по величине, так и по направлению. Неспособность медленнодействующей цепи коррекции «предсказать» этот случайный дрейф приводит к тому, что ошибка нарастает с течением времени.

На платформе дополнительно устанавливается автоматический секстант таким образом, чтобы он мог изменять угол возвышения и азимут.

Двигатели для изменения углов азимута и возвышения являются прецизионными датчиками момента, которые связаны с системой, определяющей положение секстанта. Данные об углах азимута и возвышения должны дешифроваться в определенное время. Это время дешифровки должно соблюдаться очень точно, так как звезда находится под данным углом к определенной точке на поверхности Земли только в данный момент времени.

Сканирующая система определяет, находится ли звезда в центре поля зрения оптического датчика. Полученный сигнал ошибки может быть протестирован и использован для определения ошибки в положении секстанта.

**Автоматическая астронавигационная система наведения.** На платформе с оборудованием автоматической АНС должны находиться один или несколько секстантов. При работе двух секстантов одновременно производится серия замеров вместо замера только одного направления. При одновременном замере сразу двух звезд возможность допущения неточности уменьшается, и не всегда необходимо усреднять ошибки. Иногда используется дополнительный секстант, с тем, чтобы он мог устанавливаться на следующую звезду во время работы астроориентатора без потери звезды, за которой следят.

Недостатком многотелескопной системы является то, что она требует большого окна для обзора небесной сферы. Стоимость такого идеально выполненного окна значительно возрастает при увеличении его размеров. Большое окно сильнее подвержено воздействию внешних сил и изгибам при больших скоростях полета БПЛА.

Проведен эксперимент, заключающийся в моделировании алгоритмов коррекции ИНС БПЛА при использовании информации от ГЛОНАСС, РЛС и астрокорректоров с применением адаптивного фильтра Калмана [6–9]. Для моделирования использована тестовая математическая модель погрешностей ИНС и модели погрешностей от ГЛОНАСС, РЛС и астрокорректоров. Модели погрешностей навигационных систем сформированы с использованием датчиков случайных чисел.

Тестовая математическая модель погрешностей ИНС выглядит следующим образом [10]:

$$x_k = \Phi x_{k-1} + W_{k-1},$$

$$\text{где } x_k = \begin{bmatrix} \delta V_k \\ \varphi_k \\ \varepsilon_k \end{bmatrix}; \Phi = \begin{bmatrix} 1 & -gT & 0 \\ \frac{T}{R} & 1 & T \\ 0 & 0 & 1 - \beta T \end{bmatrix}; W_{k-1} = \begin{bmatrix} B \\ 0 \\ \omega_{k-1} \end{bmatrix}.$$

Здесь  $\delta V_k$  — ошибки ИНС в определении скорости,  $\varphi_k$  — углы отклонения гиросtabilизированной платформа (ГСП) от сопровождающего трехгранника,  $\varepsilon_k$  — скорость дрейфа ГСП;  $g$  — ускорение свободного падения;  $B$  —

смещение нуля акселерометра,  $B = 10^{-2}$ ;  $R$  — радиус Земли;  $T$  — период дискретизации;  $\beta$  — средняя частота случайного изменения дрейфа;  $W_{k-1}$  — дискретный аналог белого гауссового шума.

Введем предположение, что измеряется только первая компонента вектора:

$$z_k = H x_k + V_k,$$

где  $z_k$  — вектор измерений;  $H = [1 \ 0 \ 0]$ ;  $V_k$  — измерительный шум, который представляет собой дискретный аналог белого гауссового шума;  $W_{k-1}$  и  $V_k$  — независимые процессы.

Рассматриваемые внешние системы имеют различные погрешности измерения, которые различаются как по величине, так и по характеру измерений.

В случае использования астрокоррекции в адаптивном фильтре Калмана ковариационная матрица измерительного шума  $R$  заедается релейным образом. Как только астродатчик переключается меняется  $R$ . При переходе на меньшие пиксели уменьшение происходит в 10 раз. Индикатором переключения  $R$  служит смена режима астрокорректора.

При пропадании сигнала используется прогноз с использованием линейных трендов.

Результаты математического моделирования продемонстрировали преимущество использования астрокорректора при вычислении погрешностей ИНС. Полученные с адаптивного фильтра Калмана оценки погрешностей используются для компенсации ошибок в выходном сигнале навигационного комплекса БПЛА.

## Литература

- [1] Воробьев Л.М. *Астрономическая навигация летательных аппаратов*. Москва, Машиностроение, 1968, 280 с.
- [2] Harrison N.F.G. The Super VC-10. *Flight International*, 1 April 1965, pp. 494–498.
- [3] Grewal M., Weil L., Andrews A. *Global Positioning Systems. Inertial Navigation and Integration*. Wiley, 2001, 409 p.
- [4] Аванесов Г.А., Бессонов Р.В., Куркина А.Н., Людомирский М.В., Каютин И.С., Ямщиков Н.Е. Принципы построения астроинерциальной системы авиационного применения. *Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса*, 2013, т. 10, № 2, с. 9–29.
- [5] Сенькин А.В. Робастная модель динамики упругого космического аппарата. *Управление в аэрокосмических системах (УАС-2018). 11-я Российская мультиконф. по проблемам управления: матер. конф.* Санкт-Петербург, Концерн Центральный научно-исследовательский институт «Электроприбор», 2018, с. 173–180.
- [6] Неусыпин К.А., Селезнева М.С. Коррекция навигационной системы летательного аппарата с помощью адаптивных фильтров Калмана. *Известия Тульского государственного университета. Технические науки*, 2022, № 11, с. 25–36.
- [7] Неусыпин К.А. *Современные системы и методы наведения, навигации и управления летательными аппаратами*. Москва, МГОУ, 2009, 500 с.

- [8] Селезнева М.С. и др. *Алгоритмы обработки информации навигационных систем и комплексов летательных аппаратов*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2018, 234 с.
- [9] Сенькин А.В. Робастное управление динамическими объектами по выходу. *Инженерный вестник*, 2013, № 6, с. 4.
- [10] Кузовков И.Т., Карabanов С.В., Салычев О.С. *Непрерывные и дискретные системы управления и методы идентификации*. Москва, Машиностроение, 1978, 224 с.

УДК 681.5

## Коррекция инерциальной навигационной системы низкой точности

Селезнева Мария Сергеевна

ms.selezneva@bmstu.ru

Филяков Михаил Дмитриевич

misha11orever@mail.ru

Синавчиан Владислав Сергеевич

sinavchian@bmstu.ru

Шолохов Денис Олегович

twowforden@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

*Исследована малогабаритная бесплатформенная инерциальная навигационная система. Система обладает низкой точностью и применять ее для определения параметров динамического объекта в автономном режиме нецелесообразно. Коррекция системы от спутниковой навигационной системы существенно повышает точность определения параметров динамического объекта. Использован адаптивный алгоритм оценивания позволяет достичь точности, которая соответствует системам юолее вычюкого класса точности.*

**Ключевые слова:** бесплатформенная инерциальная навигационная система, коррекция, спутниковая навигационная система, алгоритм оценивания

**Введение.** Объектом исследования является малогабаритная бесплатформенная инерциальная навигационная система (БИНС) низкой точности. Такие БИНС устанавливаются на динамические объекты с ограниченным жизненным циклом, часто одноразового действия. Такие динамические объекты используются для исследования поверхности в условиях химического и радиационного заражения местности, при разминировании, в качестве вспомогательных средств при пожаротушении, природных катаклизмах, в условиях техногенных катастроф. Управление эьтит динамическими объектами осуществляется на основе информации от БИНС.

Исследуемые динамические объекты снабэаются дешевыми низкоточными БИНС, построенными на МЭМС-элементах. Однако из-за нестабильности МЭМС-элементов погрешности БИНС достигают неприемлемых величин. Поэтому для повышения точности БИНС используют алгоритмический способ коррекции [1–3].

В работе представлен метод повышения точности с помощью компенсации погрешностей в выходном сигнале БИНС. Для вычисления погрешностей использованы сигналы спутниковой навигационной системы (СНС) и адаптивный алгоритм оценивания. С помощью алгоритмической коррекции удаётся низкоточной БИНС получать навигационную информацию более высокого класса точности.

Для осуществления коррекции БИНС обычно привлекается навигационная информация от дополнительных датчиков и систем [1, 4]. Например, при использовании данных от БИНС и СНС открываются возможности построе-

ния интегрированных систем, в которых сохраняются достоинства и в значительной степени снижается влияние недостатков каждой из них.

Коррекция БИНС от внешних источников информации с применением различных алгоритмов позволяет существенно снизить погрешности получаемой навигационной информации.

Для наиболее полной компенсации погрешностей в выходной информации необходимо предварительно оценить ошибки БИНС. Оценить ошибки возможно, воспользовавшись алгоритмами оценивания. Алгоритм оценивания вычисляет все оценки ошибок БИНС, поддающиеся наблюдению.

Входным сигналом для алгоритма оценивания является разность в измерении навигационных параметров с помощью БИНС и СНС. Ошибки БИНС составляют вектор состояния оцениваемой модели, а ошибки СНС представляют собой измерительный шум.

После обработки измерений на выходе алгоритма оценивания получаем оценку всех наблюдаемых ошибок БИНС. Далее оценка ошибок алгебраически вычитается из выходного сигнала БИНС, что позволяет компенсировать большую часть ошибок в определении навигационных параметров.

Применение такой схемы коррекции БИНС предполагает использование нерасходящихся высокоточных алгоритмов оценивания [5]. Наиболее распространенными алгоритмами оценивания, которые применяются в схеме коррекции БИНС, являются модификации фильтра Калмана [6, 7].

Рассмотрим линейную систему, описывающую изменения погрешностей БИНС вида (1).

Рассмотрим дискретное линейное уравнение, описывающее изменение погрешностей ИНС [1].

$$\mathbf{x}_{k+1} = \Phi_{k+1,k} \mathbf{x}_k + \mathbf{G}_{k+1,k} \mathbf{W}_k, \quad (1)$$

где  $\mathbf{x}_k$  —  $n$ -вектор состояния;  $\mathbf{W}_k$  —  $r$ -вектор входного возмущения;  $\Phi_{k+1,k}$  —  $(n \times n)$ -матрица объекта;  $\mathbf{G}_{k+1,k}$  —  $(n \times r)$ -матрица входа.

Входные возмущения предполагаются  $r$ -мерным дискретным аналогом гауссового белого шума с нулевым математическим ожиданием и известной ковариационной матрицей:

$$M[\mathbf{w}_j \mathbf{w}_k^T] = \mathbf{Q}_k \delta_{j,k},$$

где  $\mathbf{Q}_k$  — неотрицательно определенная матрица размерности  $(r \times r)$ ;  $\delta_{j,k}$  — символ Кронекера, означающий  $\delta_{j,k} = \begin{cases} 1, & \text{если } j = k \\ 0, & \text{если } j \neq k \end{cases}$

Часть вектора состояния измеряется:

$$\mathbf{z}_{k+1} = \mathbf{H}_{k+1,k} \mathbf{x}_{k+1} + \mathbf{V}_{k+1}, \quad (2)$$

Здесь  $\mathbf{z}_{k+1}$  —  $m$ -вектор измерений;  $\mathbf{V}_{k+1}$  —  $m$ -вектор ошибок измерения;  $\mathbf{H}_{k+1,k}$  —  $(m \times n)$ -матрица измерений. Ошибки измерений предполагаются  $m$ -мерным дискретным аналогом гауссового белого шума, для которого



$$\begin{aligned} M[\mathbf{V}_{k+1}] &= 0, \\ M[\mathbf{V}_j \mathbf{V}_{k+1}^T] &= \mathbf{R}_{k+1} \delta_{j,k+1}, \end{aligned}$$

где  $\mathbf{R}_{k+1}$  — неотрицательно определенная матрица размерности  $(m \times m)$ .

Ошибки измерения (иначе измерительный шум) и входные возмущения (иначе входной шум) некоррелированы:

$$M[\mathbf{V}_j \mathbf{V}_k^T] = 0, \text{ при любых } j \text{ и } k.$$

Начальное значение вектора состояния полагаем гауссовым случайным вектором с нулевым математическим ожиданием, независимым от входных возмущений ошибок измерений:

$$M[\mathbf{x}_0 \mathbf{W}_k^T] = 0; M[\mathbf{x}_0 \mathbf{V}_{k+1}^T] = 0 \text{ для любого } k.$$

Оптимальная оценка вектора состояния определяется следующим образом:

$$\hat{x}_{k+1} = \Phi_{k+1,k} \hat{x}_k + K_{k+1} v_{k+1}, \quad (3)$$

где  $K_{k+1} - (n \times m)$  — матрица усиления фильтра,  $v_{k+1} = z_{k+1} - H_{k+1,k} \Phi_{k+1,k} \hat{x}_k$  — обновляемая последовательность,  $\hat{x}_k$  — оценка вектора состояния.

В алгоритмах оценивания Калмановского типа точность оценивания на каждом шаге определяется посредством вычисления  $P_{(k+1)/k}$  — априорной ковариационной матрицы ошибок оценивания и  $P_{k+1}$  — апостериорной ковариационной матрицы ошибок оценивания.

В отличие от классического фильтра Калмана адаптивные алгоритмы оценивания осуществляют определение ковариационных матриц входного и измерительного шумов в процессе функционирования динамического объекта.

Например, уравнение для определения априорной ковариационной матрицы ошибок оценивания имеет вид:

$$\begin{aligned} P_{(k+1)/k} &= \Phi_{k+1,k} P_k \Phi_{k+1,k}^T + K_k M[v_{k+1} v_{k+1}^T] K_k^T P_{(k+1)/k} = \\ &= \Phi_{k+1,k} P_k \Phi_{k+1,k}^T + K_k M[v_{k+1} v_{k+1}^T] K_k^T. \end{aligned} \quad (4)$$

Адаптивный алгоритм оценивания, способный функционировать в отсутствии априорной информации о статистических характеристиках входного и измерительного шумов имеет следующий вид:

$$K_{k+1} = \begin{cases} P_{(k+1)/k} H_{k+1}^T [M(\widehat{v_{k+1} v_{k+1}^T})]^{-1}; \\ P_{(k+1)/k} H_{k+1}^T [H_{k+1} P_{(k+1)/k} H_{k+1}^T]^{-1}, \end{cases}$$

при

$$\begin{cases} \text{diag} [M(\widehat{v_{k+1}v_{k+1}^T})] > \text{diag} H_{k+1} P_{(k+1)/k} H_{k+1}^T; \\ \text{diag} [M(\widehat{v_{k+1}v_{k+1}^T})] \leq \text{diag} H_{k+1} P_{k+1/k} H_{k+1}^T. \end{cases} \quad (5)$$

Вычисление математического ожидания в адаптивном алгоритме оценивания производится в соответствии со следующей формулой

$$M(\widehat{v_k v_k^T}) = \frac{1}{k} \sum_{j=1}^k (v_j v_j^T). \quad (6)$$

Таким образом, представлен адаптивный алгоритм оценивания для использования в схеме коррекции БИНС низкой точности. Применение алгоритмической коррекции БИНС от СНС с адаптивным алгоритмом оценивания позволяет получать навигационную информацию более высокого класса точности. Экспериментальные испытания продемонстрировали правильность этого вывода.

## Литература

- [1] Неусыпин К.А. Современные системы и методы наведения, навигации и управления летательными аппаратами. Москва, МГОУ, 2009, 500 с.
- [2] Proletarsky A.V., Neusyypin K.A. Adaptive filtering for navigation systems of robot aircraft. *Science and military*, 2010, vol. 5, no. 1, pp. 75–79.
- [3] Proletarsky A.V., Neusyypin K.A., Selezneva M.S. Method for Improving Accuracy of INS using Scalar Parametric Identification. *International Russian Automation Conference (RusAutoCon)*, IEEE, 2019, pp. 1–4.
- [4] Selezneva M.S. et al. Modification of the Federated Kalman Filter Using the Observability Degree Criterion of State Variables. *26th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems (ICINS)*, IEEE, 2019, pp. 1–3.
- [5] Zheng B. et al. A robust adaptive unscented Kalman filter for nonlinear estimation with uncertain noise covariance. *Sensors*, 2018, vol. 18, no. 3, 808 p.
- [6] Shen K., Proletarsky A.V., Neusyypin K.A. Algorithms of constructing models for compensating navigation systems of unmanned aerial vehicles. *International Conference on Robotics and Automation Engineering (ICRAE)*, IEEE, 2016, pp. 104–108.
- [7] Neusyypin K.A., Selezneva M.S., Tsibizova T.Y. Diagnostics algorithms for flight vehicles navigation complex. *International Russian Automation Conference (RusAutoCon)*, IEEE, 2018, pp. 1–6. <https://doi.org/10.1109/RUSAUTOCON.2018.8501679>

УДК 004.896

## Метод одновременной локализации и построения семантической карты на основе нейронного имплицитного представления

Цзинь Цзюнь

tszints@student.bmstu.ru

Шэнь Синь

shs20ua057@student.bmstu.ru

У Го

ug@student.bmstu.ru

Веселовская Ольга Александровна

volga@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

*Предложен алгоритм семантического SLAM, использующий нейронное имплицитное представление, одновременно выполняющий точное семантическое картирование и надежное отслеживание камеры. Данный алгоритм сочетает в себе классическое отслеживание и замыкание цикла на основе 3D-зрения с картированием на основе нейронных полей. Картографическая сеть изучает поле расстояния со знаком (SDF по англ. signed distance field) сцены, а также цвет, глубину и семантику, используя только набор ключевых кадров.*

**Ключевые слова:** одновременная локализация и построение карты, Поля нейронного излучения

В мобильной робототехнике одновременная локализация и картографирование (SLAM по англ. Simultaneously localization and mapping) является весьма актуальной темой. Данный метод может быть использован для построения карт и отслеживания местоположения робота в окружающей среде, обеспечивая автономность робота.

Семантический SLAM сочетает SLAM с идентификацией объектов. SLAM содержит только геометрические данные окружающей среды, в то время как при семантическом анализе объекты распознаются в окружающей среде. Сочетание этих методов позволяет создавать карты с семантической информацией, которые обеспечивают мобильным роботам лучшую навигацию, а также возможности планирования задач.

Традиционный семантический SLAM ограничен своей неспособностью предсказывать неизвестные области и высокими требованиями к объему хранилища. Недавно Поля нейронного излучения (NeRF по англ. Neural Radiance Fields) показали замечательный потенциал в представлении сцен, предлагая многообещающие возможности для устранения этих ограничений [1]. По сравнению с традиционными представлениями SLAM картографирования, такими как облака точек, имплицитное представление сцены обладает преимуществами непрерывного моделирования и низкими стоимостью хранения.

Существующие SLAM на основе NeRF направлены на оптимизацию карты и позы камеры за счет минимизации ошибок рендеринга в сети. Таким образом, предлагается новый алгоритм SLAM, основанный на отслеживании

и замыкании цикла ORB-SLAM3, и объединяющий его с картографированием на основе полей нейронного излучения.

Вначале путем подачи каждого нового кадра в классический блок отслеживания, который оценивает положение камеры и определяет, следует ли считать его ключевым кадром. Поддерживается динамический набор цветов RGB, глубины и семантической сегментации ключевых кадров, при этом их записи динамически обновляются классическим блоком отслеживания. Для оптимизации сети случайным образом выбирается ключевой кадр из динамического набора, и для оптимизации сети используются фотометрические, геометрические и семантические ошибки.

Данная картографическая сеть использует основу Instant-NGP благодаря своей производительности в режиме реального времени и модифицирована на основе NeuS, чтобы обеспечить возможность изучения SDF среды для точного представления геометрии [2, 3]. Использование 2D семантики для получения семантической сегментации каждого ключевого кадра. Кодировщики текстур и сегментации используют общий геометрический блок. Декодер сегментации интегрирован в нашу картографическую сеть.

Оптимизация модифицированной сетевой архитектуры с использованием фотометрических, геометрических и семантических потерь:

$$L = \sum_p \|I_{gt}(p) - \hat{I}(p)\|_1 + \sum_p \|d_{gt}(p) - \hat{d}(p)\|_2 + \sum_p \|s_{gt}(p) - \hat{s}(p)\|_2.$$

После оптимизации сети мы можем визуализировать семантические карты с любой новой точки зрения.

Предоставление всесторонней оценки нашего конвейера на основе наборов данных реплик и сканеров. Результаты экспериментов показывают, что наше картографирование хорошо обобщает невидимые виды и превосходит предыдущие подходы по сравнению с NICE-SLAM, наше картографирование учитывает более детальную текстуру и геометрию [4].

Наш подход приводит к точному отслеживанию камеры и созданию плотных, экономичных в памяти карт данных RGB, глубины, семантики и SDF для сцен внутри помещений.

## Литература

- [1] Mildenhall B., Srinivasan P.P., Tancik M. Nerf: Representing scenes as neural radiance fields for view synthesis. *Communications of the ACM*, 2021, vol. 65 (1), pp. 99–106.
- [2] Müller T., Evans A., Schied C. Instant neural graphics primitives with a multiresolution hash encoding. *ACM Transactions on Graphics*, 2022, vol. 41 (4), pp. 1–15.
- [3] Wang P., Liu L., Liu Y. NeuS: Learning Neural Implicit Surfaces by Volume Rendering for Multi-view Reconstruction. *Advances in Neural Information Processing Systems*, 2021, vol. 34, art. 27171–27183.
- [4] Zhu Z., Peng S., Larsson V. Nice-slam: Neural implicit scalable encoding for slam. *Proceedings of the IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition*, 2022, pp. 12786–12796.

УДК 681.5

## Корреляционные методы в решении задачи локализации

Парфентьев Кирилл Викторович

parfentiev@bmstu.ru

SPIN-код: 6812-9360

Кочеткова Анжелика Алексеевна

kochetkova.angelika@student.bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

*Рассмотрены корреляционные алгоритмы, направленные на решение задачи локализации объектов интереса. Представлена классификация методов и их описание. Показана реализация методов на одноплатном компьютере Raspberry Pi 4 Model B, осуществлен сбор данных о точности алгоритмов и временных затратах на их реализацию. В ходе работы также выполнена калибровка камеры. На основе сравнительного анализа сделаны рекомендации по выбору алгоритма в соответствии с характером местности, с которой сканируется карта. Предложено использование логарифмическо-полярного преобразования с целью создания корреляционного алгоритма, инвариантного к аффинным преобразованиям.*

**Ключевые слова:** корреляционные алгоритмы, автономная навигация, корреляционно-экстремальные навигационные системы, локализация объекта интереса, поиск шаблона, лог-полярное преобразование, калибровка камеры

В настоящее время локализация является одной из наиболее актуальных задач в построении сложных навигационных комплексов, обеспечивающих все большую автономность систем [1, 2]. Существует три основных метода реализации систем навигации и управления для обеспечения независимости локализации объектов интереса от сигналов глобальной навигационной спутниковой системы и инерциальной навигационной системы: использование эталонной информации в виде карты, техническое зрение и интеллектуальные алгоритмы обработки данных. Как бы не создавались алгоритмы подобных систем, в них обнаруживается структура, напоминающая вычисление взаимной корреляционной функции и соответствующая поиску экстремума этой функции. В решении задачи локализации объекта интереса в реальном времени целесообразно использовать наиболее простые в реализации и быстрые корреляционно-экстремальные алгоритмы, в которых коррекция данных о положении объекта осуществляется не с помощью искусственных навигационных полей, а посредством естественных геофизических полей таких, как поле рельефа, аномальное магнитное поле Земли и другие. Они основаны на сопоставлении информации устройства наблюдения (датчика поля) с картой поля, хранящейся в бортовом блоке памяти.

Имеет место классификация методов по используемой функции взаимной корреляции:

1. Амплитудно-фазовая корреляция — классический корреляционный алгоритм (ККА), разностные алгоритмы, алгоритм последовательного опреде-

ления сходства изображений (ПОСИ), алгоритм амплитудного ранжирования) [3].

Основная идея метода заключается в попиксельном сравнении изображений. В простейшем случае мера сходства двух изображений — это функция взаимного смещения  $(\Delta x, \Delta y)$ , вычисляется как квадрат среднеквадратичного отклонения яркостей соответствующих (с учетом величины смещения) пикселей:

$$\sum_{f_1, f_2} (\Delta x, \Delta y) = \frac{1}{N^2} \sum_{x=0}^{N-1} \sum_{y=0}^{N-1} (f_1(x, y) - f_2(x - \Delta x)(y - \Delta y))^2,$$

где  $f_1$  и  $f_2$  — изображения одного и того же объекта, отличающиеся только сдвигом;  $N \times N$  — размер области, в которой вычисляется корреляция [9].

Подход позволяет определять взаимные смещения двух изображений при отсутствии других геометрических преобразований, а также яркостных изменений.

В простейшей форме (ККА) мера корреляции двух изображений  $F_1, F_2$  определяется следующим образом:

$$R(m, n) = \frac{\sum_{j=1}^J \sum_{k=1}^K F_1(j, k) F_2(j - m, k - n)}{\sqrt{\left[ \sum_{j=1}^J \sum_{k=1}^K F_1^2(j, k) \right] \left[ \sum_{j=1}^J \sum_{k=1}^K F_2^2(j - m, k - n) \right]}},$$

где  $j, k$  ( $u, v$  далее в ФК) — индексы элементов окне  $W$  размером  $J$  элементов, которое расположено внутри зоны поиска  $S$  размером  $M \times N$  элементов [3];  $F_1(j, k)$  и  $F_2(j, k)$  — два дискретных (оцифрованных) изображения эталонное и текущее, которые необходимо привязать.

2. Фазовая корреляция (ФК) — классический метод, алгоритм Фурье — Меллина.

Под фазовой информацией понимают фазу преобразования Фурье исследуемого изображения, либо фазу некоторого локального преобразования (оконного преобразования Фурье, вейвлет-преобразования), примененного к изображению. Фаза содержит больше информации об изображении, чем амплитуда [4–6]. ФК характеризуется расчетом корреляции фазы комплексно-сопряженных изображений.

$$C_{f_1, f_2}^{\varphi} (\Delta x, \Delta y) = \frac{1}{N^2} \sum_{x=0}^{N-1} \sum_{y=0}^{N-1} \frac{\tilde{f}_1(u, v)}{|\tilde{f}_1(u, v)|} \frac{\tilde{f}_2^*(u, v)}{|\tilde{f}_2^*(u, v)|} e^{i \frac{2\pi}{N} (u\Delta x + v\Delta y)};$$

$$\tilde{f}(u, v) = \sum_{x=0}^{N-1} \sum_{y=0}^{N-1} f(x, y) e^{-i \frac{2\pi}{N} (ux + vy)},$$

где нижняя формула — комплекснозначный Фурье-образ изображения [9].

Основной принцип ФК заложен в связи фазовой части эталона с его Фурье-образом:

Фурье-пара удовлетворяет следующим свойствам сдвига:

$$f(x, y)e^{i2\pi(u_0x/M+v_0y/N)} \Leftrightarrow F(u-u_0, v-v_0);$$

$$f(x-x_0, y-y_0) \Leftrightarrow F(u, v)e^{i2\pi(ux_0/M+vy_0/N)}.$$

Использование полярных координат приводит к следующей паре:

$$f(r, \theta + \theta_0) \Leftrightarrow F(\omega, \varphi + \theta_0),$$

которая показывает, что поворот  $f(x, y)$  на угол  $\theta_0$  приводит к повороту  $F(u, v)$  на тот же угол. И наоборот, поворот  $F(u, v)$  означает поворот на тот же угол и  $f(x, y)$ . Этой теореме нашли широкое применение в поиске локальных смещений объектов интереса, поскольку вычисления намного проще, быстрее и практичнее проводить с помощью преобразований Фурье (тем более есть БПФ (быстрое преобразование Фурье), которое является еще более эффективным методом сжатия изображения).

Одна из наиболее важных проблем при разработке корреляционно-экстремальной навигационной системы (КЭНС) — выбор алгоритма. В работе предлагается выполнять подбор алгоритма под определенную задачу в соответствии с уровнем предсказуемости алгоритма. При увеличении степени распознавания возрастает детализация изображения и тем проще структура алгоритма. Применение сложных алгоритмов, предназначенных для низших уровней, к изображениям с высокой предсказуемостью часто не оправдано.

В работе осуществляется сравнение амплитудно-фазовой и фазовой автокорреляции с помощью библиотек Numpy, OpenCV и Matplotlib на языке Python. Автокорреляционное поле в случае амплитудно-фазовой корреляции имеет сложный вид, в то время как в ФК поле, содержит только одну ненулевую точку в центре (вектор смещения), подтверждающий корректность программы. Явно выражен острый пик при ФК что в различных задачах может быть, как преимуществом, так и недостатком, поскольку его можно проигнорировать, засчитав за паразитный выброс (шум, помеха).

Программно подтверждена эффективность ФК в распознавании локальных сдвигов, выявлены недостатки: неинвариантность к масштабированию, поворотам и аффинным преобразованиям.

Для решения задачи поиска шаблона на эталонном изображении активно используют функции библиотеки OpenCV [7]. При тестировании шести методов, реализованных на одноплатном компьютере Raspberry Pi 4 Model B с шлейфовой камерой Raspberry Pi Camera Module 3 использовались распечатанные спутниковые карты местности города в максимальном приближении, заранее выполняется калибровка камеры, чтобы сократить влияние дисторсии и аббераций на результат исследования [8–10].



Нормированные методы самые точные, в частности, наиболее эффективен алгоритм, использующий в качестве метрики для сравнения среднее квадратичное отклонение с нормой Фробениуса. Быстродействием отличается метод попиксельной корреляции, но он наименее точный поскольку максимум «похожести» всегда локализуется в самой светлой области изображения, вне зависимости от положения объекта интереса. Выявлены ограничения сопоставления шаблонов касаясь необходимости использования шаблона с одинаковой ориентацией, неинвариантность к аффинным преобразованиям и масштабированию, неэффективность для средних и больших изображений, достаточно большие затраты на вычисления.

Решением проблемы невосприимчивости КЭ алгоритмов аффинным преобразованиям может служить лог-полярное преобразование, которое используется в методе Фурье — Меллина, но в этом случае происходит снижение четкости на граничных областях изображения, использование в реальном времени ограничивается недостаточно высокой скоростью предобработки изображений и большой чувствительностью к шумам [11].

Таким образом, проведено исследование КЭ алгоритмов, сделаны выводы по целесообразности выбора каждого метода. Амплитудно-фазовая корреляция подходит для ограниченного количества задач в искусственно созданных условиях. Фазовая корреляция применима для решения различных целей: по определению локальных сдвигов изображений и локализации объекта интереса, аффинных и масштабных преобразований. Оптимизированная ФК (мультимасштабирование, лог-полярное преобразование, нормировка) может быть использована в системах автономной навигации, для эффективности алгоритма необходима предобработка — сегментация изображений, поступающих с камеры летательного аппарата.

В следующих работах планируется реализовать программу, способную локализовать объект интереса по эталонному изображению в реальном времени. Экстремально-корреляционные методы можно использовать как одну из основных ступеней целостного алгоритма, необходимо научиться внедрять в алгоритм вектор, характеризующий не только линейное расположение объекта, но и радиальное.

Следующие этапы работы целесообразно направить на поиск оптимального алгоритма сегментации и решения задачи 6 параметров. Также перспективно исследование алгоритмов компьютерного зрения по поиску объектов, в которых используются каскады корреляционных фильтров.

Планируется исследовать вопрос о возможности использования ФК в алгоритмах коррекции инерциальной навигационной системы.

## Литература

- [1] Неусыпин К.А., Селезнева М.С., Суркова А.Д. Навигационный комплекс возвращающегося в атмосферу ударного беспилотного летательного аппарата. *XLVII Академические чтения по космонавтике, посвященные памяти академика С.П. Ко-*



- ролёва и других выдающихся отечественных ученых — пионеров освоения космического пространства: сб. тез. в 4 т.* Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2023, т. 3, с. 243–245.
- [2] Пролетарский А.В., Селезнева М.С., Мамедов В.З., Комкова Т.Ю. Синтез измерительного комплекса космического летательного аппарата с использованием интеллектуальных технологий. *XLVII Академические чтения по космонавтике, посвященные памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых — пионеров освоения космического пространства: сб. тез. в 4 т.* Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2023, т. 3, с. 166–169.
- [3] Даргель А.В., Новоселов Д.И. Сравнительный анализ различных методов корреляции изображений. *Известия высших учебных заведений. Геодезия и аэрофотосъемка*, 2006, № 2, с. 110–118.
- [4] Павельева Е.А. Использование фазовой информации в обработке изображений. *Международ. конф. по компьютерной графике и зрению GraphiCon2016: тр.* 2016, с. 476–483.
- [5] Bonnet N., Vautrot P. Image analysis: Is the Fourier transform becoming obsolete? *Microscopy Microanalysis Microstructures*, 1997, vol. 8, iss. 1, pp. 59–75. <https://doi.org/10.1051/mmm:1997106>
- [6] Oppenheim A.V., Lim J.S. The importance of phase in signals. *Proceedings of the IEEE*, 1981, vol. 69, iss. 5, pp. 529–541. <https://doi.org/10.1109/PROC.1981.12022>
- [7] *OpenCV: Template Matching. Open Source Vision.* URL: [https://docs.opencv.org/4.x/d4/dc6/tutorial\\_py\\_template\\_matching.html/](https://docs.opencv.org/4.x/d4/dc6/tutorial_py_template_matching.html/) (дата обращения 30.09.2023).
- [8] *OpenCV: Camera Calibration. Open Source Vision.* URL: [https://docs.opencv.org/4.x/dc/dbb/tutorial\\_py\\_calibration.html/](https://docs.opencv.org/4.x/dc/dbb/tutorial_py_calibration.html/) (дата обращения 03.10.2023).
- [9] Клетте Р. *Компьютерное зрение. Теория и алгоритмы.* Москва, Springer-Verlag, London, 2014, ДМК Пресс, 2019, 506 с.
- [10] *The Picamera2 Library. A libcamera-based Python library for Raspberry Pi cameras.* Raspberry Pi Ltd, 2022–2023, 72 p.
- [11] *Fourier — Mellin transform. Image registration based on the Fourier — Mellin transform.* URL: [https://sthoduka.github.io/imreg\\_fmt/docs/fourier-mellin-transform/](https://sthoduka.github.io/imreg_fmt/docs/fourier-mellin-transform/) (accessed October 20, 2023).

УДК 519.876.5

## Моделирование работы двухмерного лидара для применения в задачах управления движением наземных транспортных средств в карьере

Лобачев Иван Витальевич

lobivit@bmstu.ru

Масленников Андрей Леонидович

amas@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

*Предлагается способ моделирования функционирования двухмерного лидара с целью обнаружения препятствий на плоскости. Описываемый подход может использоваться для отладки алгоритмов управления горизонтальным движением наземного транспортного средства. Предложенный алгоритм заключается в решении геометрической задачи нахождения точек пересечения лучей, испускаемых лидаром, с проекциями препятствий на горизонтальную плоскость. При нахождении точек пересечения луча и стороны препятствия считается, что препятствие найдено. Описываемый алгоритм также применим в качестве аппроксимации работы 3-мерного лидара с точки зрения обнаружения границ препятствий на плоскости.*

**Ключевые слова:** моделирование лидара, обнаружение препятствий, система управления горизонтальным движением транспортного средства

**Введение.** Лидар является одним из наиболее важных элементов в системах управления беспилотными транспортными средствами, поскольку он позволяет обнаруживать препятствия и одновременно определять расстояния до них без необходимости прибегать к методам распознавания изображений. По типу получаемой информации лидары можно разделить на одномерные, двухмерные и трехмерные. Одномерные лидары измеряют расстояние вдоль одной координаты (по прямой от устройства до препятствия), двухмерные лидары измеряют расстояние до препятствий внутри окружности вокруг лидара, трехмерные лидары измеряют расстояние до препятствий вокруг лидара в некоторой полусфере. Наиболее широко применяется второй и третий тип устройств как способный обеспечить наиболее полное представление об окружающем подвижный объект препятствиях.

При проектировании алгоритмов управления движением наземных транспортных средств в горизонтальной плоскости особый интерес представляют алгоритмы уклонения от окружающих препятствий и особенностей ландшафта, по которому движется ТС. При отладке данных алгоритмов необходимо учитывать особенности окружающей среды и особенностей работы бортовых систем обнаружения препятствий, что может проявляться в виде зашумленности, аномальных или даже ошибочных измерений. Особенность лидара заключается в том, что препятствие представляется в виде набора точек в пространстве, соответствующих границам препятствия. После получения набора точек необходимо на основании их положения определить реальное положение

ние препятствия относительно транспортного средства, при этом дальность действия самого устройства ограничена, а в его измерениях может содержаться как искаженная, так и полностью недостоверная информация — неверные значения координат точек, ложные срабатывания и необнаружение точек препятствия, возникающие как в силу недостатков самого измерительного прибора, так и вследствие неблагоприятных окружающих условий.

Таким образом, можно сформулировать задачу моделирования работы лидара. Пусть на координатной плоскости заданы препятствия, аппроксимированные многоугольниками, определенные в пространстве координатами вершин. Известны технические характеристики лидара — дальность действия  $R$ , разрешение по углу  $\beta$ , угол охвата  $\alpha$ , максимальная частота работы  $f$ . Необходимо в условиях перемещающегося ТС, а следовательно, и перемещающегося источника лучей, определять координаты точек препятствий, попадающих в область определения лидара. Описанный подход отражает описание базовых принципов функционирования лидаров, однако в большей части рассмотренных источников для описания показаний с лидаров используются экспериментально полученные данные, которые затем обрабатываются [1–3]. Другие статьи предлагают способы моделирования 3-мерных лидаров, которые для рассматриваемых задач излишне сложны [4, 5].

При рассмотрении трехмерных лидаров, с точки зрения обнаружения препятствий вокруг ТС, можно рассматривать данный лидар в качестве двухмерного, если проецировать границы обнаруживаемых препятствий, например, если речь идет о наземном ТС, границ дороги — обрывов и стен, на горизонтальную плоскость.

Таким образом, придание измеряемой информации вида, близкого к данным, получаемым в реальности, позволит выработать более благоприятные стратегии управления, менее чувствительные к окружению и позволяющие повысить точность и безопасность движения транспортного средства. Математическая простота предлагаемых решений, в то же время основанная на принципах работы реального устройства, позволяет исследовать влияние отклонений различных величин на функционирование устройства.

**Алгоритм моделирования измерений лидара.** Основной принцип работы лидара заключается в том, что из устройства испускается один или несколько статичных или движущихся лазерных лучей, способных измерять дальность в определенных рамках, в некотором секторе. При наличии в этом секторе препятствия, луч лазерного дальномера отражается, и таким образом измеряется расстояние, соответствующее известному углу внутри сектора. На основании этих данных с учетом известного положения самого лидара (в глобальной или связанной с ТС системами координат) можно определить координаты обнаруженной точки препятствия.

Для решения поставленной задачи можно использовать следующие геометрические зависимости: поиск координаты точки пересечения двух отрезков по их концам; поворот отрезка на заданный угол; построение коллинеар-

ного к данному вектору заданной длины с началом в конце исходного. Пусть лидар расположен на передней грани ТС. Таким образом, можно выделить следующие этапы моделирования работы лидара:

Определение истинных положений препятствий, которые будут использоваться в дальнейшем при моделировании.

Из текущей точки, соответствующей точке крепления лидара в направлении, соответствующем курсу движения ТС (в случае, если лидар установлен в передней части ТС), проводится вектор длиной  $R$ .

Относительно построенного вектора путем его поворота на углы в диапазоне  $\left[-\frac{\alpha}{2}; \frac{\alpha}{2}\right]$  с шагом  $\beta$  строится  $n$  векторов, также имеющих длину  $R$ . Построенные векторы соответствуют лучам, испускаемым лидаром.

Для каждого вектора ищутся точки пересечения с каждой из сторон каждого препятствия. В случае, если имеет место одновременно несколько пересечений, то в расчет берется ближайшее из них. Координаты точек ближайшего пересечения для каждого из векторов заносятся в память. В случае, если исследуется влияние погрешностей в измерениях лидара, длина до ближайшей точки пересечения может искажаться. Например, с вероятностью  $P$  измерение считается успешным, и в таком случае расстояние до точки измеряется как случайная величина, математическое ожидание которой является истинному расстоянию до точки, а дисперсия выбирается в соответствии с окружающими условиями. С вероятностью  $(1 - P)$  измерение считается полностью ложным, то есть, если препятствие в зоне действия луча присутствует, то оно не регистрируется, а если препятствия нет, то оно обнаруживается на случайном расстоянии от источника в диапазоне от 0 до  $R$ .

Пункты 2–4 повторяются во времени с частотой  $f$  относительно положения и курса ТС, соответствующего новому значению времени до окончания моделирования движения ТС.

Результатом работы алгоритма является набор точек препятствий, обнаруженных лидаром. На основании полученных данных в случае чрезмерного приближения к препятствию, как и в реальности, алгоритм управления боковым движением ТС должен принять меры для уклонения от опасности. В случае включения в модель измерительного шума способом, описанным выше, можно на описанной модели отлаживать алгоритмы фильтрации информации, поступающей с лидара.

**Заключение.** В рамках описанной концепции проведено моделирование функционирования лидара как без учета измерительного шума, так и с ним. По результатам моделирования получены искаженные и неискаженные представления о расположении препятствий. Таким образом, подготовлена основа для отладки алгоритмов обработки информации, поступающей с лидаров.

---

**Литература**

- [1] Tanaka K., Ishigami G. Modeling of LiDAR Measurement Uncertainty for Rover Path Planning. *The international symposium on artificial intelligence, robotics and automation in space*. Beijing, China, 2016.
- [2] Kraemer S., Stiller C., Bouzouraa M.E. LiDAR-based object tracking and shape estimation using polylines and free-space information. *EEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems (IROS)*. Madrid, Spain, 2018, pp. 4515–4522.
- [3] Broggi A., Cattani S., Patander M., Sabbatelli M., Zani P. A full 3D voxel-based dynamic obstacle detection for urban scenario using stereo vision. *16th International IEEE conference on intelligent transportation systems (ITSC 2013)*. The Hague, Netherlands, 2013, pp. 71–76.
- [4] Manivasagam S., Wang S., Wong K., Zeng W., Sazanovich M., Tan S., Yang B., Ma W., Urtasun R. LiDARsim: Realistic LiDAR simulation by leveraging the real world. *In proceedings of the IEEE computer society conference on computer vision and pattern recognition*. Seattle, WA, USA, 2020, pp. 11164–11173.
- [5] Sobczak L., Filus K., Domaski A., Domaska J. Lidar point cloud generation for SLAM algorithm evaluation. *Sensors*, 2021, vol. 21 (10), 3313 p.  
<https://doi.org/10.3390/s21103313>

УДК 681.5

## Восстановление плоскостей профиля городской застройки на основе информации от массива лазерных дальномеров

Елтышев Антон Павлович

eltyshevap@bmstu.ru

Масленников Андрей Леонидович

amas@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

*В работе рассматривается алгоритм восстановления плоскостей профиля городской застройки по информации, поступающей от массива лазерных дальномеров, установленных на квадрокоптере. Информация от системы обнаружения препятствий обрабатывается в два этапа. На первом по информации о дальности (формируемой по данным от дальномеров) производится вычисление координат точек, принадлежащих препятствию, а на втором по этим точкам восстанавливается плоскость препятствия. Результатом работы алгоритма является набор восстановленных плоскостей препятствий на основе информации от массива лазерных дальномеров.*

**Ключевые слова:** *многороторные БПЛА, квадрокоптер, восстановление городской застройки, система обнаружения препятствий, лазерные дальномеры*

Для успешного автономного использования многороторных БПЛА, в частности, квадрокоптеров, в среде городской застройки необходимо обеспечивать траекторную безопасность во время полета [1, 2]. Так как применение БПЛА в черте города имеет особенности, такие как полет в узких ограниченных пространствах, существует необходимость в системе, которая могла бы получать информацию об окружающей среде, и по этой информации осуществлять такое управление БПЛА, позволяющее облетать эти препятствия [3].

Существуют различные подходы и алгоритмы восстановления профиля городской застройки. Системы обнаружения препятствий могут быть использованы для построения ландшафта — карты окружающей среды. Например, в работах [4, 5] предлагается построить такие системы могут на 2D и 3D лидарах, которые сканируют область перед собой. В работе [6] реализовано обнаружение препятствий с использованием технологий машинного зрения. Описанные широко известные решения этой задачи требуют больших вычислительных мощностей, а также не работают во всепогодном режиме. Системы, построенные только на ультразвуковых датчиках, обладают небольшой дальностью обнаружения препятствий, из-за чего они применяются в основном в мобильных роботах и роботах-манипуляторах [7], и не подходят для высокоскоростных квадрокоптеров.

В данной работе для восстановления профиля городской застройки используется информация, полученная от системы обнаружения препятствий на базе массива лазерных дальномеров, описанная в [8]. Выходной информацией этой системы является значения дальности до ближайшего препятствия в прямой видимости для каждого из 18 лазерных дальномеров. Информация

о текущем местоположении квадрокоптера и направлении измерения дальномера формируется на выходе БИНС. Для каждого измеренного значения дальности до препятствия можно вычислить координаты точки пересечения оси визирования дальномера с плоскостью препятствия, то есть координаты точки, принадлежащей плоскости препятствия.

Обработка информации восстанавливаемых плоскостей препятствий происходит в два этапа. На первом этапе обработка информации может происходить во время полета, где на каждом такте для каждого из 18 дальномеров формируется список с координатами препятствий на каждом шаге измерений. Алгоритм этого этапа следующий.

1. При появлении измерений дальности от дальномера, то есть при появлении препятствия в поле зрения датчика, для этого дальномера создается список, в который помещаются координаты точек пересечения луча лазерного дальномера с препятствием. При накоплении трех измерений подряд выполняется расчет коэффициентов прямой линии с помощью метода наименьших квадратов (МНК). Так как предполагается, что поверхность препятствий имеет плоскую форму, то происходит расчет коэффициентов прямой на плоскости. В общем случае уравнение прямой на плоскости имеет вид:

$$y(x) = ax + b. \quad (1)$$

Расчет коэффициентов  $a$  и  $b$  производится с помощью МНК. Составим функцию двух переменных и найдем, при каких значениях  $a$  и  $b$  эта функция принимает минимальное значение:

$$S(a, b) = \sum_{i=1}^n (ax_i + b - y_i)^2 \rightarrow \min. \quad (2)$$

После ряда преобразований получим систему уравнений, по которой и производится расчет:

$$\begin{cases} a \sum_{i=1}^n x_i^2 + b \sum_{i=1}^n x_i = \sum_{i=1}^n x_i y_i; \\ a \sum_{i=1}^n x_i + bn = \sum_{i=1}^n y_i, \end{cases} \quad (3)$$

где  $x_i$  и  $y_i$  — полученные координаты точки;  $n$  — общее количество точек.

Из системы линейных уравнений (4) рассчитываются коэффициенты прямой (1)  $a$  и  $b$ .

2. При последующем измерении координаты точки пересечения луча этого лазерного дальномера с препятствием выполняется расчет расстояния от точки пересечения до прямой, коэффициенты которой были получены ранее.



3. В случае если расстояние между новой точкой и прямой меньше заданного значения, то точка считается принадлежащей данному препятствию и вносится в текущий список по данному дальномеру, после чего происходит перерасчет коэффициентов прямой линии.

4. В случае если расстояние между новой точкой и прямой превышает пороговое значение, то информация о данном препятствии считается полной и список с координатами перемещается в долговременную память как координаты одного препятствия, а координаты новой точки начинают формировать новый список текущих измерений по данному дальномеру.

5. В случае отсутствия поступающих данных от дальномеров сформированный список с информацией координат препятствия перемещается в долговременную память, а текущий список освобождается и будет пустым до появления новых измерений.

Второй этап выполняется после окончания полета или непосредственно в полете после того было закончено формирование текущего списка с координатами препятствий, то есть, когда информация о данном препятствии считается полной. На этом этапе происходит вычисление коэффициентов плоскости препятствия для каждого полученного набора точек с помощью МНК. По этим коэффициентам плоскости и координатам точек происходит восстановление участка поверхности данного препятствия. Так как некоторые дальноммеры могут измерять одно и тоже препятствие при пролете квадрокоптера около него в разные моменты времени, существует необходимость в сравнении этих плоскостей на момент наложения друг на друга. Для этого сравниваются коэффициенты плоскости и координаты, ограничивающие плоскость в пространстве. В результате работы алгоритма получается набор из восстановленных не повторяющихся плоскостей препятствий, а точнее набор коэффициентов уравнений плоскости с координатами, ограничивающих плоскость в пространстве.

## Литература

- [1] Елтышев А.П., Масленников А.Л. Управление квадрокоптером с обеспечением траекторной безопасности с использованием информации от измерительной системы на основе лазерных дальномеров. *Автоматизация. Современные технологии*, 2022, т. 76, № 12, с. 555–559. <https://doi.org/10.36652/0869-4931-2022-76-12-555-559>
- [2] Causa F., Fasano G. Multiple UAVs trajectory generation and waypoint assignment in urban environment based on DOP maps. *Aerospace Science and Technology*, 2021, no. 100, art. 106507. <https://doi.org/10.1016/j.ast.2021.106507>
- [3] Елтышев А.П., Масленников А.Л. Алгоритм облета препятствий при полете квадрокоптера в городской застройке на основе данных от лазерных дальномеров. *XLVII Академические чтения по космонавтике, посвященные памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых — пионеров освоения космического пространства: сб. тез. в 4 т.* Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2023, т. 3, с. 250–251.



- 
- [4] Shan T., Wang J., Chen F. Simulation-based lidar superresolution for ground vehicles. *Robotics and Autonomous Systems*, 2020, no. 104, art. 103647. <https://doi.org/10.1016/j.robot.2020.103647>
- [5] Chen D., Gao G.X. Probabilistic graphical fusion of LiDAR, GPS, and 3D building maps for urban UAV navigation. *Navigation*, 2019, vol. 66, no. 1, pp. 151–168.
- [6] Mur-Artal R., Tardos J.D. ORB-SLAM2: An open source SLAM system for monocular, stereo, and RGB-D cameras. *IEEE Transactions on Robotics*, 2017, vol. 33, no. 5, pp. 1255–1262.
- [7] Базыкин С.Н., Ураев И.Н. Ультразвуковой дальномер для системы обнаружения препятствий при движении мобильного робота. *Известия высших учебных заведений. Поволжский регион. Технические науки*, 2022, № 4, с. 97–107. <https://doi.org/10.21685/2072-3059-2022-4-8>
- [8] Елтышев А.П., Масленников А.Л., Филимонов Н.Б. Математическое моделирование системы обнаружения препятствий квадрокоптера. *Приборы и системы. Управление, контроль, диагностика*, 2021, № 11 (43). <https://doi.org/10.25791/pribor.11.2021.1305>

УДК 629.7.05

## Методы полевой калибровки инструментальных погрешностей бесплатформенных инерциальных навигационных систем

Лукьянов Вадим Викторович

vdmlknv@bmstu.ru

SPIN-код: 7685-0899

Алали Айем Мохамад

ayhammohamadalali1989@gmail.com

МГТУ им. Н.Э. Баумана

*В данной работе рассмотрены методы полевой калибровки и компенсации инструментальных погрешностей инерциальных датчиков бесплатформенных систем навигации (акселерометров и гироскопических датчиков угловой скорости) — смещения их нулевых сигналов, масштабных коэффициентов, поперечной чувствительности и неперпендикулярности измерительных осей. Проанализированы методы, основанные на различных модификациях фильтра Калмана. Особое внимание уделено методу простой и эффективной калибровки в квазистатических режимах, позволяющему повысить точность датчиков инерциального блока в движении без применения прецизионного оборудования (наклонно-поворотного стола) или специальных маневров. Обозначены проблемы применения нетрадиционных методов калибровки для навигации летательных аппаратов и перспективные пути их модернизации.*

**Ключевые слова:** бесплатформенная инерциальная навигационная система, инерциальные датчики, полевая калибровка, фильтр Калмана

Погрешности инерциальных датчиков бесплатформенных навигационных систем могут быть разделены на детерминированные и случайные. Детерминированные погрешности устраняются методами калибровки. Для компенсации случайных погрешностей используются специальные методы оценивания, в частности, на базе фильтра Калмана.

Наиболее распространенным методом интегрированной обработки показаний датчиков является расширенный фильтр Калмана (Extended Kalman Filter — EKF). Метод линеаризует модель состояния вокруг предыдущей оценки вектора состояния, но может иметь проблемы расходимости, связанные с процессом линеаризации в некоторых приложениях. Сигма-точечный фильтр Калмана (Unscented Kalman Filter — UKF) использует фиксированное количество точек выборки, чтобы избежать линеаризации исходной модели [1]. Тем не менее, алгоритм UKF по-прежнему рассматривает распределение шума как Гауссовское.

Фильтр частиц (расширенный Extended Particle Filter — EPF, сигма-точечный Unscented Particle Filter — UPF) — еще один метод синтеза, который может справиться с любыми нелинейностями или распределениями без каких-либо предположений о модели системы и распределении шума. Фактически UPF представляет собой последовательный метод Монте-Карло, основанный на том, что частицы извлекаются из функции плотности предложе-

ния для оценки функции плотности вероятности системы для оценки переменных состояния системы [2]. UPF, EPF, UKF и EKF широко используются для интегрирования показаний инерциальных систем с измерениями спутниковых систем и систем визуальной навигации. Анализ эффективности реализации алгоритмов учитывает характеристики инерциальных датчиков и три типа размерности моделей систем с 9, 15 и 21 переменными состояниями и привел к следующим результатам: коррекция выходных данных обеспечила высокую точность оценивания в обоих наборах данных спутниковой и визуальной навигации. Точность оценки моделей систем с 15 и 21 переменной намного выше, чем у модели с 9 переменными в каждом фильтре.

Доказана высокая точность оценивания смещения нулевых сигналов гироскопов — четыре алгоритма дают сопоставимые результаты [3]. Оценки положения EPF и UPF более точны, чем оценки EKF и UKF, тогда как оценки скорости и углов ориентации измеряются одинаково всеми четырьмя алгоритмами в каждой модели системы. Согласно тесту наземного транспортного средства, оценки, сделанные четырьмя фильтрами в каждой модели системы, близки друг к другу за исключением модели с 9 переменными. С вычислительной точки зрения EKF обеспечил наименьшую вычислительную нагрузку. Более того, алгоритмы EPF и UKF могут работать в режиме реального времени для моделей с 9 и 15 переменными. По сравнению с традиционными алгоритмами EPF и UPF могут предоставлять точные результаты с небольшим количеством частиц, оптимальное количество — 15. Однако одним из недостатков EPF и UPF при формировании частиц является то, что они зависят от оценок EKF и UKF. Следующим шагом для повышения точности оценок инерциальных систем может стать реализация PF или KF, тесно связанных с такими алгоритмами как нейронные сети, генетические алгоритмы или сопоставление с данными электронных карт [4].

Проанализированы методы полевой калибровки микромеханических инерциальных датчиков без применения специального оборудования и маневров. В качестве стабильного физического стандарта калибровки используется ускорение гравитации Земли. В частности, калибровка гироскопов значительно улучшается за счет комбинирования выходных сигналов акселерометров с сигналами блока угловой ориентации после произвольных движений. Метод позволяет использовать блок микромеханических инерциальных датчиков как точный датчик ориентации: средняя статическая угловая погрешность составляет менее четверти градуса, а динамическая погрешность снижается в 2-5 раз [5]. Процесс сбора данных возможно автоматизировать и калибровать блок инерциальных датчиков без вмешательства пользователя. Это может сократить время и стоимость массового производства, так как блок может калиброваться во время использования. Поскольку процесс оптимизации относительно медленный, данные можно сохранить для последующего анализа, который выполняется в автономном режиме. Превратить недорогие датчики в инструменты навигационного класса невозможно,

но их можно превратить в датчики точной ориентации и кратковременного позиционирования в составе гибридных систем [6].

Рассмотренный метод приносит хорошие результаты, в частности, при моделировании виртуальной реальности и в медицине [7], но требует серьезной доработки для использования в области навигации наземных подвижных объектов и летательных аппаратов, особенно на базе микромеханических чувствительных элементов. Серьезные ограничения имеет методика полевой калибровки с использованием измерений в квазистатических положениях. Для коррекции азимута необходимо высокоточное оборудование. Для адаптации метода для нужд навигации предполагается предварительная калибровка с использованием высокоточного поворотного стола с последующей выставкой, а затем рассмотренный метод, использующий два последовательных сигма-точечных фильтра, один из которых работает вместе с магнитометром и системой спутниковой навигации, когда спутниковый сигнал доступен, а второй - когда он пропадает. Кроме того, выходные данные первого фильтра могут использоваться во втором для улучшения результатов оценивания.

## Литература

- [1] Wan E.A., van der Merwe R. Unscented Kalman for Nonlinear Estimation. *Adaptive Systems Symposium for Signal Processing, Communications and Control*, 2000, AS-SPCC, IEEE 2000, pp. 153–158.
- [2] Чжан П., Гу Дж., Милюс Э.Э., Хуинь П. Навигация с помощью IMU/GPS/цифрового компаса с сигма-точечным фильтром Калмана. *Мехатроника и автоматизация. Междунар. конф.* IEEE 2005, с. 1497–1502.
- [3] Li K., Hu B., Chang L., Li Y. Comparison of direct navigation mode and indirect navigation mode of integrated SINS/GPS. *Transactions of the Institute of Instrumentation and Control*, 2016, vol. 38, pp. 3–13.
- [4] Shin E.-H., El-ShelMU N. *Accuracy Improvement of Low Cost INS/GPS for Land Applications*. Thesis. National Library of Canada, 2003.
- [5] Kim A., Golnaraghi M. Initial calibration of an inertial measurement unit using an optical position tracking system. *Proc. IEEE Plans*, Monterey, 2004, pp. 96–101.
- [6] Fong W.T., Ong S.K., Nee A.Y.C. Methods for in-field user calibration of an inertial measurement unit without external equipment. *Meas. Sci. Technol.*, 2008, vol. 19 (8). <https://doi.org/10.1088/0957-0233/19/8/085202>
- [7] Lotters J.C., Schipper J., Veltink P.H., Olthuis W., Bergveld P. Procedure for in-use calibration of triaxial accelerometers in medical application. *Sensors and Actuators A: Physical*, 1998, vol. 68 (1–3), pp. 221–228.

УДК 629.7.05

## Системы визуальной навигации для мобильных роботов с алгоритмами отслеживания объектов и семантической сегментации

Лукьянов Вадим Викторович  
Синь Шэнь  
Цзинь Цзюнь  
У Го

vdmknv@bmstu.ru  
Shenxin@yandex.com  
tszints@student.bmstu.ru  
ug@student.bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

*Приведено описание модифицированного алгоритма SLAM, позволяющего определять параметры траектории автомобиля в дорожной обстановке с большим количеством автомобилей. В данной работе представлена модифицированная версия алгоритма визуальной навигации, адаптированная для работы в условиях, когда в сцене присутствуют движущиеся объекты (пешеходы, машины и т. д.). Приведены экспериментальные результаты тестирования алгоритма ORB-SLAM.*

**Ключевые слова:** беспилотные автомобили, визуальная навигация, одновременная локализация и построения карт (SLAM), глубокое обучение, семантическая сегментация

В настоящее время интенсивно развиваются технологии, касающиеся управления автономными транспортными системами. Главной задачей в создании систем управления беспилотными автомобилями становится разработка самостоятельной навигационной системы. Важным направлением в области наземной мобильной робототехники является улучшение управления мобильными роботами, в том числе навигации в условиях неопределенной и динамической внешней среды. Перспективным методом решения этой задачи выступает применение алгоритмов визуального SLAM (одновременная локализация и построения карт), которые используют данные видеокамер для определения позиции автономного транспортного средства.

В алгоритме SLAM происходит оптимизация с использованием различных алгоритмов для минимизации функции ошибок [1]. Это обеспечивает более точное позиционирование и картографирование. Обнаружение объектов работает с использованием кадров для выявления целей, однако внутри этих кадров могут быть исключены некоторые пиксели, что приводит к потере информации [2]. В отличие от этого, семантическая сегментация обеспечивает более тонкую и точную обработку, выполняя разделение на уровне отдельных пикселей между передним планом и фоном, что позволяет более эффективно удалять динамические объекты от набора ключевых точек для систем визуальной навигации.

После семантической сегментации и распознавания объектов проводится динамическое отслеживание целей для каждого кадра, что способствует

повышению точности распознавания и обеспечивает максимально долгую непрерывность отслеживания. SORT (Simple Online and Realtime Tracking) [3, 4] алгоритм является одним из самых известных и эффективных алгоритмов для отслеживания. SORT использует методы прогнозирования и ассоциации данных для отслеживания объектов в видеопотоке в реальном масштабе времени.

Прогнозирование координат объекта обычно выполняется с помощью фильтра Калмана. Для каждого отслеживаемого объекта  $x$  прогнозируемое состояние в момент времени  $t$  можно выразить как:  $x'_t = Ax_{t-1} + Bu_{t-1} + w_{t-1}$ , где  $A$  матрица состояния,  $B$  — матрица управления,  $u_{t-1}$  — вектор управления, и  $w_{t-1}$  шум процесса. Обновление измерений:  $y_t = Hx_t + v_t$ , где  $y_t$  — измерение в момент времени  $t$ ,  $H$  — матрица измерений,  $x_t$  — истинное состояние объекта,  $v_t$  — шум измерения. Ассоциация обнаруженных объектов с существующими треками с использованием метрики, например, венгерского алгоритма.

Удаление старых треков, которые не получили обновлений в течение заданного времени. TUM (Технический университет Мюнхена) [5] набор данных — это стандартный набор данных, широко используемый для исследований в области SLAM. Особенно важной частью является динамический сегмент данных (Dynamic), который фокусируется на динамических средах, где присутствуют движущиеся объекты, например, ходящие люди. Поэтому было решено сначала провести проверку на этом наборе данных.

Экспериментальные данные показывают, что модифицированный алгоритм ORB-SLAM может работать в режиме реального времени на известном маломощном компьютерном модуле NVIDIA Jetson Nano. АТЕ (абсолютная ошибка траектории) играет ключевую роль в системах SLAM, оценивая точность позиционирования по отношению к истинной траектории. Эксперименты подтвердили, что разработанная система способна достигать уровня ошибок, близких к наиболее точным существующим системам, при этом система обладает значительно более высокой производительностью в реальном времени, что обеспечивает ей отличные перспективы применения, поэтому семантическая сегментация правда эффективно реализуется на доступном оборудовании и решает задачу адаптации SLAM-алгоритма к условиям дорожного движения с учетом присутствия других движущихся объектов. На немецком открытом наборе данных TUM-walking-hyz проведены испытания алгоритмов навигации. Результаты по ключевому показателю АТЕ для четырех различных проектов следующие: погрешности навигации ORBSLAM2 составляет 0,459, DS-SLAM и DySLAM — соответственно 0,0247 и 0,015. Погрешность нашего алгоритма составляет 0,01857. Видно, что ORBSLAM2 не подходит для сценариев с динамичными объектами. Хотя DySLAM обладает самой высокой точностью, из-за использования фреймворка MaskRCNN он не может работать в реальном времени и используется в качестве алгоритма последующей обработки.

Ошибка нашего алгоритма меньше, чем у DS-SLAM, всего лишь немного превышает DySLAM, при этом обеспечивает возможность работы в реальном времени. Поэтому у него высокая прикладная ценность.

### Литература

- [1] Wojke N., Bewley A., Paulus D. Simple online and realtime tracking with a deep association metric. *IEEE international conference on image processing (ICIP)*, IEEE, 2017, pp. 3645–3649.
- [2] Yu Chao et al. DS-SLAM: A semantic visual SLAM towards dynamic environments. *IEEE/RSJ international conference on intelligent robots and systems (IROS)*, IEEE, 2018, pp. 1168–1174.
- [3] Mur-Artal R., Martinez Montiel J.M., Tardos J.D. ORB-SLAM: a versatile and accurate monocular SLAM system. *IEEE transactions on robotics* 31.5, IEEE, 2015, pp. 1147–1163.
- [4] Bescos B., Fácil J.M., Civera J., Neira J. DynaSLAM: Tracking, mapping, and in painting in dynamic scenes. *IEEE Robotics and Automation Letters*, 2018, vol. 3 (4), pp. 4076–4083.
- [5] Bewley A., Ge Z., Ott L., Ramos F., Upcroft B. Simple online and real-time tracking. *IEEE international conference on image processing (ICIP)*, IEEE, 2016, pp. 3464–3468.

УДК 681.5

## Система управления космического летательного аппарата при входе в атмосферу

Неусыпин Константин Авенирович

neusypin@bmstu.ru

SPIN-код: 2860-1736

Минкай Хуан

khm22iu22@student.bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

*Нелинейная модель космического летательного аппарата требует высокой робастности, а классический метод управления, как один из самых ранних разработанных методов управления, имеет простые алгоритмы и высокую робастность. Предложена структура системы управления, обеспечивающая удержание угла атаки и удержания перегрузки. Представлены функциональные схемы систем управления учитывающие специфические особенности процесса входа КЛА в атмосферу.*

**Ключевые слова:** космический летательный аппарат, управление положением, угол атаки, перегрузка

**Введение.** При проектировании системы продольного управления космическим летательным аппаратом (КЛА) часто используются классические методы управления [1, 2]. Уравнения продольного управления КЛА имеют следующий вид:

$$\begin{aligned} \dot{h} &= V \sin \gamma, \\ \dot{V} &= \frac{1}{m_g} \left( -D + m_g g (-\cos \alpha \cdot \sin \theta + \sin \alpha \cdot \cos \theta) \right); \\ \dot{\gamma} &= \frac{1}{m_g V} \left[ L - m_g g (\sin \alpha \cdot \sin \theta + \cos \alpha \cdot \cos \theta) \right]; \\ \dot{\alpha} &= q - \dot{\gamma}, \quad \dot{\theta} = q, \quad \dot{q} = \frac{\bar{M}}{I_{yy}}. \end{aligned} \quad (1)$$

Для того чтобы обеспечить соблюдение ограничений по перегрузке, необходимо перевести КЛА из состояния удержания большого угла атаки в состояние удержания перегрузки, поэтому целью продольного управления является сначала управление углом атаки, чтобы он оставался неизменным, а затем переключение структуры управления на управление перегрузкой, чтобы она оставалась неизменной, когда перегрузка постепенно увеличивается до заданного значения.

**Управление углом атаки.** На суборбитальном участке первым шагом является удержание большого угла атаки скольжением вниз, а в процессе входа КЛА в атмосферу число Маха и состояние угла атаки резко меняются, поэтому руль выравнивания должен регулироваться в реальном времени в соответ-



ствии с текущим состоянием полета. Для обеспечения продольной статической устойчивости в начале входа в атмосферу выбирается подходящий начальный угол атаки, скорость угла тангажа подается в систему для увеличения демпфирования, а угол атаки  $\alpha$  — для увеличения устойчивости.

$$\delta_e = K_q q + K_\alpha^P (\alpha_c - \alpha) + K_\alpha^L \int (\alpha_c - \alpha) dt + K_\alpha^D d(\alpha_c - \alpha)/dt + \delta_{e-trm}. \quad (2)$$

**Управление перегрузкой.** В системе управления углом атаки по мере уменьшения высоты перегрузка становится больше, а затем меньше. В случае если перегрузку не ограничить, то это приведет к превышению максимальной перегрузки и разрушению КЛА. Поэтому устанавливается определенное заданное значение команды перегрузки  $n_{z0}$ , и когда перегрузка достигает заданного значения  $n_{z0}$ , система управления переводит ее в режим удержания перегрузки [2]. На этом этапе поддерживается полет с фиксированной перегрузкой, а при дальнейшем увеличении динамического давления угол атаки и угол траектории полета КЛА постепенно уменьшаются.

Связь перегрузки и угла атаки имеет вид

$$n_z = \frac{L \cos \alpha + D \sin \alpha}{m g} = \frac{S}{2 m g} (C_L \cos \alpha + C_D \sin \alpha) \rho V^2. \quad (3)$$

В докладе представлена функциональная схема управления перегрузкой. Реализуется косвенное управление перегрузкой посредством управления углом атаки [3, 4].

**Заключение.** Рассмотрена система управления КЛА для участка суборбитального входа в атмосферу. Исследован процесс управления с использованием продольной нелинейной модели для перехода из состояния удержания угла атаки в состояние удержания перегрузки КЛА. Представлены функциональные схемы систем управления учитывающие специфические особенности процесса входа КЛА в атмосферу.

## Литература

- [1] Yang V. *Space propulsion research and development for the new decade*. Beijing, Sino Germany Workshop on Liquid Space Propulsion, 2000.
- [2] De Ridder S. *Study on optimal Trajectories and Energy Management Capabilities of a Winged Re-Entry Vehicle during the Terminal Area*. Delft University of Technology, 2009.
- [3] Gary Letchworth. X-33 reusable launch vehicle demonstrator spaceport and range. *AIAA-11-7314*, 2011. <https://doi.org/10.2514/6.2011-7314>
- [4] Mooij E. Robust Re-entry guidance and control system design and analysis. *AIAA-07-6779*, 2007. <https://doi.org/10.2514/6.2007-6779>

УДК 681.5

## Управление космическим летательным аппаратом при входе в атмосферу в условиях неопределенности

Селезнева Мария Сергеевна

ms.selezneva@bmstu.ru

Ситникова Юлия Сергеевна

sitnik@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

*Исследованы условия входа в атмосферу космического летательного аппарата. Рассмотрены неопределенности аэродинамических коэффициентов модели космического летательного аппарата. Результаты моделирования аэродинамических неопределенностей показали, что адаптивный алгоритм управления, основанный на комбинации нечеткого управления и ПИД-регулятора, имеет повышенные качественные характеристики по сравнению с аналогами.*

**Ключевые слова:** космический летательный аппарат, вход в атмосферу, управление, адаптивное нечеткое управление, ПИД-регулирование, неопределенность

Космический летательный аппарат (КЛА), осуществляющий вход и полет в атмосфере, функционирует в условиях неопределенных возмущающих воздействий. Характеристики самого КЛА, сложная среда входа в атмосферу, связь конструкции и аэродинамики, изменение массы в результате горения и т. д. вносят множество неопределенностей, и аппарат очень чувствителен к неопределенностям, поэтому влияние неопределенности должно быть учтено при проектировании системы управления. При проектировании системы управления необходимо учитывать влияние неопределенности. Обычно для решения проблемы неопределенности используются непосредственно математические методы, неопределенность вводится в модель управления как возмущение, в [1] для устранения влияния известной неопределенности системы используется управление в скользящем режиме, в [2] для устранения неизвестной неопределенности системы используется адаптивное нечеткое управление, все эти методы не анализируют физическую природу факторов неопределенности. Исследуем адаптивное нечеткое управление в комбинации с ПИД-регулятором [3, 4].

**Влияние аэродинамической неопределенности на управление.** Проведя анализ источников неопределенности, можно увидеть, что различные факторы изменения в конечном итоге оказывают большее влияние на аэродинамические силы и моменты, из диапазона регрессии параметров также можно найти в диапазоне аэродинамических коэффициентов наибольший диапазон, поэтому в основном для аэродинамической неопределенности моделирования, аэродинамические коэффициенты тянут смещение  $\pm 20\%$ .

При наличии неопределенности  $\pm 20\%$  в аэродинамическом коэффициенте КЛА может сохранять устойчивость курса, аэродинамический коэффициент становится меньше, а угол атаки быстрее уменьшается на участке удержания

жания перегрузки. Результаты моделирования показывают, что использованный метод управления обладает устойчивостью для подавления влияния аэродинамической неопределенности.

**Заключение.** Рассматривается проектирование системы управления для участка суборбитального входа в атмосферу КЛА. Учитывая недостатки классических параметров управления, которые нелегко регулировать, нечеткое управление комбинируется с PID-регулированием. Проведен анализ источников неопределенности процесса входа КЛА в атмосферу, и анализ показал, что аэродинамическая неопределенность является основным членом неопределенности. Используемая система управления обладает хорошей робастностью для подавления влияния аэродинамической неопределенности.

### Литература

- [1] Zhou J., Wen C. *Adaptive Backstepping Control of Uncertain Systems*. Berlin, Springer-Verlag, 2007.
- [2] Ван Сери, Чжан Тяньпин. Самоадаптивное нечеткое управление с обратной связью по выходу на основе динамической поверхности. *Системная инженерия и электронная техника*, 2009, № 31 (3), с. 646–652.
- [3] Михайленко В.С., Ложечников В.Ф. Методы настройки нечеткого адаптивного ПИД-регулятора. *Автоматика. Автоматизация. Электротехнические комплексы и системы*, 2009, № 2, 174 с.
- [4] Надеждин И.С., Горюнов А.Г., Флавио М. Системы управления нестационарным объектом на основе МРС-регулятора и ПИД-регулятора с нечеткой логикой. *Управление большими системами: сборник трудов*, 2018, № 75, с. 50–75.

УДК 528

## Исследования алгоритма коррекции интегрированной навигационной системы в процессе летного эксперимента

Селезнева Мария Сергеевна<sup>1</sup>  
Куприянов Андрей Олегович<sup>2</sup>

ms.selezneva@bmstu.ru  
gnss@miigaik.ru

<sup>1</sup> МГТУ им. Н.Э. Баумана

<sup>2</sup> МИИГАиК

*Исследована интегрированная навигационная система, состоящая из инерциальной навигационной системы, корректируемой сигналами ГНСС. Для коррекции системы использован нелинейный фильтр Калмана. Поставлен летный эксперимент с целью исследования стохастических характеристик, влияющих на точность оценивания. Навигационная аппаратура установлена на воздушном радиопрозрачном объекте — аэростате. В ходе эксперимента на борту аэростата был произведен комплекс измерений (инерциальных и по сигналам глобальных навигационных спутниковых систем). На основе полученных результатов обработки произведенных измерений сделан вывод о необходимости использовать адаптивные алгоритмы коррекции навигационных систем.*

**Ключевые слова:** глобальная навигационная спутниковая система, инерциальная навигационная система, нелинейный фильтр Калмана, стохастические характеристики шумов

В 2018 г. В Московском государственном университете геодезии и картографии (МИИГАиК) был подготовлен и осуществлен уникальный эксперимент в области динамической геодезии. На аэростате был установлен испытательный стенд — многофункциональная автономная измерительная система (МАИС). В ходе экспериментов был произведен комплекс измерений (инерциальных, ионосферных и по сигналам глобальных навигационных спутниковых систем) [1–4] с использованием нескольких современных аппаратных средств различного назначения и характеристик.

Для точного и устойчивого определения пространственного и временного положения объектов в создании инфраструктуры пространственных данных, координат динамических объектов, инженерных инфраструктур, транспортных систем необходима разработка и исследование методов интеграции Глобальных Навигационных Спутниковых Систем (ГНСС), инерциальных спутниковых систем (ИНС), спутниковых сетевых референсных решений, включая виртуальные базовые станции в сочетании с автономным определением абсолютных координат, а также, локальных наземных псевдоспутниковых систем.

Совершенствование алгоритмов обработки сигналов спутниковых систем, микроэлектронной базы и, как следствие, приемной спутниковой аппаратуры, выдвинуло на повестку дня изучение тонких эффектов влияющих на точность результатов определения координат, разработку новых методов, позволяющих максимально использовать ГНСС для повышения точности навигацион-

ных определений летательных аппаратов (ЛА), решения геодезических определений различных классов точности и др. Исследования всего спектра систематических ошибок, влияющих на точность определения координат, показали актуальность задачи совершенствования структуры сигналов, развитие частотного диапазона, новых алгоритмов обработки, процессоров, антенн. Возросшие требования к точности, скорости, информативности координатного обеспечения определяют вопросы детального исследования распространения сигналов современных многосистемных, мультисигментных ГНСС, приемной аппаратуры, оптимизации ее конфигурации для решения новых, нестандартных динамических и информационных задач.

Повышение точности навигационных определений ЛА осуществляется алгоритмическим путем. Обычно для коррекции ИНС используют различные алгоритмы оценивания, например, нелинейный фильтр Калмана (НФК) [1]. В НФК используются ковариационные матрицы входного и измерительного шумов. От достоверности этих матриц зависит точность оценивания, поэтому исследование шумов и их влияния на точность алгоритмов оценивания представляет собой актуальную задачу.

К точности решения навигационных задач предъявляются жесткие требования, поэтому используется комплексирование ИНС с ГНСС и последующая обработка информации посредством НФК.

Рассмотрим способ реализации НФК. Модель оцениваемого процесса  $\mathbf{x}$  имеет вид

$$\mathbf{x}_k = \mathbf{f}(\mathbf{x}_{k-1}, \xi_{k-1}), \quad (1)$$

где  $\xi$  — вектор входного шума;  $\mathbf{f}(\cdot)$  — известная нелинейная векторная функция. Априорная плотность вероятности вектора  $\mathbf{x}$ :  $p_{ap}(\mathbf{x}_0)$ .

Уравнение измерений имеет вид:

$$\mathbf{y}_k = \mathbf{S}(\mathbf{x}_k, \mathbf{n}_k), \quad (2)$$

где  $\mathbf{n}$  — вектор измерительных шумов;  $\mathbf{S}(\cdot)$  — нелинейная векторная функция. Вектор  $\mathbf{y}$  включает выходные сигналы ИНС, сигналы ГНСС, измерения псевдодалностей и псевдоскоростей ГНСС.

В основе математического аппарата оптимальной фильтрации лежит теория статистических решений и уравнение Стратоновича. Изменение апостериорной плотности вероятности описывается уравнением Стратоновича:

$$p(\mathbf{x}_k | \mathbf{Y}_0^k) = c p(\mathbf{y}_k | \mathbf{x}_k) \int_{-\infty}^{\infty} p(\mathbf{x}_k | \mathbf{Y}_0^{k-1}) p(\mathbf{x}_k | \mathbf{Y}_0^k) p(\mathbf{x}_k | \mathbf{x}_{k-1}) d\mathbf{x}_{k-1}, \quad (3)$$

$$p(\mathbf{x}_0 | \mathbf{Y}_0^0) = p(\mathbf{x}_0),$$

где  $c$  — нормировочная константа;  $\mathbf{Y}_0^k = \{\mathbf{y}_1, \mathbf{y}_2, \dots, \mathbf{y}_k\}$  — измерительная выборка;  $p(\mathbf{y}_k | \mathbf{x}_k)$  — одношаговая функция правдоподобия;  $p(\mathbf{x}_{k-1} | \mathbf{Y}_0^{k-1})$  —

апостериорная плотность вероятности;  $p(\mathbf{x}_k | \mathbf{x}_{k-1})$  — плотность вероятности перехода марковского процесса  $\mathbf{x}_k$ , определяемая стохастической моделью этого процесса (1).

В практических приложениях решением уравнения Стратоновича является расширенный фильтр Калмана (РФК). РФК дает рекуррентные уравнения для оценки  $\hat{\mathbf{x}}_k$  и дисперсии ее ошибки  $\mathbf{D}_{\mathbf{x},k}$ , решение которых намного проще реализовать в вычислительной системе, чем численно решить уравнение Стратоновича.

Алгоритм работы РФК реализует два этапа: этап экстраполяции и этап оценивания.

Этап экстраполяции вектора состояния проводится в соответствии с выражением

$$\tilde{\mathbf{x}}_k = \mathbf{f}_{k-1}(\hat{\mathbf{x}}_{k-1}), \quad (4)$$

где  $\mathbf{f}_{k-1}(\hat{\mathbf{x}}_{k-1})$  для каждой компоненты  $x$  определяется отдельно.

Матрицу дисперсий  $\mathbf{D}_{\mathbf{x},k}$  экстраполируют следующим образом:

$$\tilde{\mathbf{D}}_{\mathbf{x},k} = \frac{\partial \mathbf{f}_{k-1}(\hat{\mathbf{x}}_{k-1})}{\partial \mathbf{x}_{k-1}} \mathbf{D}_{\mathbf{x},k-1} \left( \frac{\partial \mathbf{f}_{k-1}(\hat{\mathbf{x}}_{k-1})}{\partial \mathbf{x}_{k-1}} \right) + \mathbf{g}_{k-1}(\hat{\mathbf{x}}_{k-1}) \cdot \mathbf{D}_\xi \cdot \mathbf{g}_{k-1}^T(\hat{\mathbf{x}}_{k-1}). \quad (5)$$

На этапе оценивания

$$\begin{aligned} \mathbf{K}_k &= \tilde{\mathbf{D}}_{\mathbf{x},k} \cdot \left( \frac{\partial \mathbf{S}_k(\mathbf{c}\tilde{\mathbf{x}}_k)}{\partial \mathbf{x}_{k-1}} \right)^T \cdot \left( \frac{\partial \mathbf{S}_k(\mathbf{c}\tilde{\mathbf{x}}_k)}{\partial \mathbf{x}_{k-1}} \cdot \tilde{\mathbf{D}}_{\mathbf{x},k} \cdot \left( \frac{\partial \mathbf{S}_k(\mathbf{c}\tilde{\mathbf{x}}_k)}{\partial \mathbf{x}_{k-1}} \right)^T + \mathbf{D}_n \right)^{-1}; \\ \mathbf{D}_{\mathbf{x},k} &= \left( \mathbf{I} - \mathbf{K}_k \cdot \frac{\partial \mathbf{S}_k(\mathbf{c}\tilde{\mathbf{x}}_k)}{\partial \mathbf{x}_{k-1}} \right) \cdot \tilde{\mathbf{E}}_k; \\ \hat{\mathbf{x}}_k &= \tilde{\mathbf{x}}_k + \mathbf{K}_k \cdot (\mathbf{y}_k - \mathbf{S}_k(\mathbf{c}\tilde{\mathbf{x}}_k)), \end{aligned} \quad (6)$$

где  $\mathbf{K}_k$  — матрица коэффициентов фильтра.

**Проведение экспериментальных исследований.** Широкий планово-высотный навигационный диапазон движения воздушного радиопрозрачного объекта предоставляет уникальную возможность использования мультисистемной многочастотной орбитальной информации [1, 3] (в том числе и от подгоризонтных спутников) для исследования радионавигационного поля, тонких эффектов инерциальной навигации [2–4]. Для проведения измерений использовалась многофункциональная автономная измерительная система (МАИС) разработанная и собранная на кафедре прикладной геодезии и в Центре геокосмических технологий МИИГАиК. МАИС позволяет производить ГНСС измерения (на 6 независимых приемниках), инерциальные измерения, ионосферные исследования в реальном времени. Время автономной

работы МАИС составляет 4–6 часов, рабочий температурный диапазон от –30 °С до +60 °С. В состав измерительных средств МАИС входит отечественная аппаратура производства АО «ПО «УОМЗ» и АО «КБ НАВИС».

На аэростате были установлены жестко зафиксированные смещенная ИНС/ГНСС оптоволоконная гироскопическая система с акселерометрами NovAtel SPAN-CPT, система мониторинга параметров ионосферы NovAtel GPStation-6, а также несколько образцов отечественного спутникового навигационного оборудования, в частности, смарт-антенны производства АО «ПО «УОМЗ» и базовая станция АО «КБ НАВИС» работающие по всем частотам ГЛОНАСС, GPS, BDS, GALILEO и системы широкозонной коррекции, в том числе СДКМ.

Преимущества и уникальность эксперимента на аэростате заключаются в том, что он обладает радиопрозрачностью купола, плавной скоростью движения, зависящей от скорости ветра в различных слоях атмосферы, минимальным уровнем вибронгрузки при полете по сравнению с другими носителями, а изменение его вертикального положения поддается регулируемому контролю.

Плановое смещение аэростата зависит от направления ветра, меняющего направление в различных высотных слоях. Предварительно, в соответствии с планом эксперимента, была проведена тщательная подготовка к полету. Были изучены и проанализированы метеоусловия — облачность, видимость, скорость и направление ветра. В соответствии с полученными данными планировался приблизительный маршрут полета и подъемная высота.

В рамках экспериментальных исследований МИИГАИК в 2018 были проведены два полета (14.09.18 и 16.12.18).

Обработка измерений произведена при помощи программного пакета NovAtel Waypoint Inertial Explorer. Эксперимент проходил при пониженных температурах воздуха (–22... –25°С).

Установка и крепление аппаратуры производства АО «ПО «УОМЗ» и АО «КБ НАВИС».

**Результаты эксперимента.** Уравнивание результатов спутниковых измерений по эксперименту 14.09.18 было выполнено в программном комплексе RTKLIV; 16.12.18 — в программных комплексах RTKLIV и WayPoint Inertial Explorer (использованы данные отдельно размещенной инерциальной системы SPAN-CPT6. Обработка полученных измерений посредством НФК показала значительную зависимость точности оценивания от априорных статистических характеристик входного и измерительного шумов.

**Заключение.** Рассмотрена ИНС, корректируемая сигналами ГНСС. Исследован способ алгоритмической коррекции интегрированной ИНС с помощью НФК. Проведены натурные испытания навигационной аппаратуры с целью более точного определения статистических характеристик, используемых в НФК. Полученные в ходе эксперимента первичные данные, такие как файлы ГНСС-измерений, обработанные с помощью НФК показали нецелесо-

образность априорного подбора ковариационных матриц входного и измерительного шумов. Поэтому в интегрированной навигационной системе необходимо применять адаптивные НФК, невзирая на их большую сложность при реализации на борту ЛА.

## Литература

- [1] Li T., Zhang H., Niu X., Gao Z. Tightly-Coupled Integration of Multi-GNSS Single-Frequency RTK and MEMS-IMU for Enhanced Positioning Performance. *Sensors*, 2017, no. 17, 22 p.
- [2] Zhang Y.F., Gao Y. Integration of INS and Un-Differenced GPS Measurements for Precise Position and Attitude Determination. *Journal of Navigation*, 2018, no. 61, pp. 87–97.
- [3] Wei M., Schwarz K.P. Flight test results from a strap down airborne gravity system. *Journal of geodesy*, 1998, vol. 72, no. 6, pp. 323–332.
- [4] Saastamoinen J. Atmospheric correction for the troposphere and stratosphere in radio ranging of satellites. *The Use of Artificial Satellites for Geodesy, American Geophysics Union. Geophys Monogr.*, 1972, vol. 15, pp. 247–251.
- [5] Cannon M.E. Integrated GPS-INS for High-Accuracy Road Positioning. *Journal of Surveying Engineering*, 1992, no. 118, pp. 103–117.
- [6] Zhang G., Hsu L.T. Intelligent GNSS/INS integrated navigation system for a commercial UAV flight control system. *Aerospace science and technology*, 2018, vol. 80, pp. 368–380.
- [7] Зорина О.А., Измайлов Е.А., Кухтевич С.Е., Портнов Б.И., Фомичев А.В., Вавилова Н.Б., Голован А.А., Папуша И.А., Парусников Н.А. О расширении возможностей интеграции инерциальных и спутниковых навигационных систем для авиационных приложений. *Гироскопия и навигация*, 2017, № 2 (97), с. 18–34.
- [8] Куприянов А.О., Климовский А.М. Экспериментальные исследования динамического режима кинематики в реальном времени (RTK) относительно движущейся базовой станции. *Известия вузов. Геодезия и аэрофотосъемка*, 2012, № 2, с. 17–19.



УДК 681.5

## Адаптивный нечеткий алгоритм управление космического летательного аппарата в условиях неопределенности

Селезнева Мария Сергеевна

ms.selezneva@bmstu.ru

Комков Александр Евгеньевич

komkov.ae@bmstu.ru

Синавчиан Виктория Павловна

sinavv@bmstu.ru

Задорожная Наталия Михайловна

zanatali@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

*Исследована система управления возвращающегося в атмосферу космического летательного аппарата. Предложена структура системы управления, обеспечивающая удержание угла атаки и удержания перегрузки, путем комбинации нечеткого управления с классическим управлением. Алгоритм обеспечивает адаптивную настройку параметров управления, отслеживания шаговых сигналов угла атаки. Результаты моделирования показывают, что характеристики усовершенствованной системы лучше, чем у исходной системы, Результаты показывают, что разработанный закон управления может удовлетворить требованиям определенного уровня робастности.*

**Ключевые слова:** космический летательный аппарат, управление положением, адаптивное нечеткое управление, PID-регулирование

**Введение.** Классический метод управления, который используется для управления различными динамическими объектами, в частности космическими летательными аппаратами (КЛА), отличается простотой, но его параметры трудно настраивать. Для нелинейной системы, нельзя теоретически рассчитать лучший параметр, если эмпирическим методом настраивать параметры, то это чрезвычайно трудоемко. Предлагается использовать сочетание нечеткого управления и классического управления для адаптивной настройки параметров.

**Принцип нечеткого управления.** Нечеткое управление — это управление, основанное на опыте экспертов, самое раннее его применение было в 1974 году, когда Э.Х. Мамдани использовал метод нечеткого управления для регулирования давления и скорости парового двигателя. Благодаря тому, что нечеткое управление не зависит от математической модели и обладает хорошим управляющим эффектом, оно быстро нашло применение в различных областях управления [1]. Нечеткие системы управления делятся на системы с одним и несколькими входами, чем выше размерность входа, тем тоньше и сложнее управление. Обычно используются двумерные нечеткие регуляторы. Двумя переменными, вводимыми в нечеткий регулятор, являются отклонение системы управления  $e$  и скорость изменения отклонения  $\dot{e}$ , причем  $\dot{e}$  и  $e$  имеют противоположные знаки. Двумерный регулятор увеличивает демпфирование системы управления, уменьшает ошибку и в то же время обеспечивает устойчивость [2].

Нечеткая система управления состоит из четырех частей: фаззификации, формулировки нечетких правил, нечеткого вывода и дефаззификации. В-первых, выбирается область нечеткой теории входных и выходных величин, реальная область теории входных величин умножается на коэффициент квантования, чтобы перейти в область нечеткой теории, а затем используются лингвистические переменные для количественной оценки (например, положительная большая РВ, нулевая ZO, отрицательная малая NS и т. д.), во-вторых, формулируются функция принадлежности и нечеткие правила, функция принадлежности выбирается на основе знаний и опыта экспертов, обычно используются треугольная, гауссова, трапецеидальная и т. д., пишутся разумные рассуждения для расчета выходных величин в соответствии с реальными отношениями вход/выход. Для вычисления выходных величин в соответствии с фактическим соотношением между входом и выходом пишутся обоснованные рассуждения, и, наконец, нечеткая величина преобразуется в фактическую точную величину с помощью коэффициента пропорциональности [3, 4].

Адаптивный нечеткий ПИД-регулятор. Для устранения недостатков классического метода настройки параметров производится ректификация управляющих параметров путем комбинирования классического управления и нечеткого управления. В качестве входов нечеткого регулятора используются отклонение  $|e(t)|$  системы и изменение отклонения  $|de(t)/dt|$ , в качестве выходов нечеткого регулятора используется  $K_p K_I K_D$  после ректификации, а управляющие величины после оптимизации воздействуют на управляемые объекты.

Взаимосвязь между параметрами PID-регулятора и характеристиками системы выглядит следующим образом:  $K_p$  может уменьшить коэффициент демпфирования системы, улучшить быстродействие и точность установившегося режима, но система склонна к колебаниям и перерегулированию;  $K_I$  может уменьшить ошибку установившегося режима, но снижает устойчивость системы;  $K_D$  улучшает быстродействие системы и улучшает колебания без изменения точности установившегося режима. Исходя из этого, можно проанализировать связь между параметрами PID-регулятора,  $|e(t)|$  и  $|de(t)/dt|$  для разработки нечеткого закона управления.

Когда отклонение системы  $|e(t)|$  велико, чтобы быстро достичь устойчивого состояния, на этот раз можно взять большее значение  $K_p$ , чтобы предотвратить генерацию большого перерегулирования, ограничить  $K_I = 0$ , начальная ошибка системы  $|de(t)/dt|$  очень сильно меняется, чтобы избежать насыщения управления  $K_D$  не может быть слишком большим.

Когда  $|e(t)|$  и  $|de(t)/dt|$  имеют средние размеры,  $K_P$  следует брать меньше, чтобы уменьшить перерегулирование системы, а  $K_I$  и  $K_D$  — соответствующие значения, чтобы обеспечить скорость реакции системы.

При малых значениях  $|e(t)|$  следует увеличить значения  $K_P$  и  $K_I$ , чтобы улучшить устойчивость работы, при малых значениях  $|de(t)/dt|$  следует увеличить значение  $K_D$ , чтобы улучшить колебания, и, наоборот, при больших значениях  $|de(t)/dt|$  следует уменьшить значение  $K_D$ .

Были выбраны семь лингвистических переменных (NB, NM, NS, ZO, PS, PM, PB), соответствующие соответствующим значениям параметра области теории нечеткости, и сформулированы нечеткие правила.

Для нечеткого вывода приведенных выше правил выбран метод минимально-максимальной интерференции Мамдани, параметры, полученные в результате фаззификации, дефаззифицированы методом центроида, и уравнение связи между фактической областью  $\Delta K_P, \Delta K_I, \Delta K_D$  и соответствующей нечеткой областью имеет вид [5]:

$$y = \frac{K}{b-a} \left( x - \frac{b+a}{2} \right), \quad (1)$$

где  $K$  — размер нечеткой области;  $[a, b]$  — фактическая область параметра;  $x$  — нечеткое значение;  $y$  — фактическое значение после дефаззификации. Параметр для грубой настройки PID равен  $\Delta K_{P0}, \Delta K_{I0}, \Delta K_{D0}$ , а окончательный параметр управления задается интегратором:

$$\begin{cases} K_P = K_{P0} + \Delta K_P; \\ K_I = K_{I0} + \Delta K_I; \\ K_D = K_{D0} + \Delta K_D. \end{cases} \quad (2)$$

Величина управления рулем, действующая на модель КЛА, составляет:

$$\delta_e = K_P e(t) + K_I e(t) \frac{1}{s} + K_D e(t) s. \quad (3)$$

**Заключение.** Учитывая недостатки классических параметров управления, которые нелегко регулировать, нечеткое управление комбинируется с PID-регулированием для анализа взаимосвязи между параметрами управления и характеристиками системы, устанавливаются разумные нечеткие правила для настройки параметров управления КЛА.

## Литература

- [1] Mooij E. Robust Re-entry Guidance and Control System Design and Analysis. *AIAA-07-6779*, 2007. <https://doi.org/10.2514/6.2007-6779>
- [2] Mooij E. Simple Adaptive Bank-Reversal Control of a winged Re-entry Vehicle. *AIAA-04-4869*, 2004. <https://doi.org/10.2514/6.2004-4869>
- [3] Pontryagin L.S., Boltysniskii V., Gamkrelidze R. et al. *The Mathematical Theory of Optimal processes*. New York, Interscience, 1962.
- [4] Phillips T.H. A common aero vehicle (CAV) model, description, and employment guide. *Schafer Corporation for AFRL and AFSPC*, 2003, pp. 1–27. [https://doi.org/10.1007/978-981-15-8901-0\\_17](https://doi.org/10.1007/978-981-15-8901-0_17)
- [5] Salgueiro Filipe N.R. *Terminal area energy management trajectory optimization using interval analysis*. Delft, Delft University of Technology, 2008.

УДК 629.7.063.2

## Разработка автоматизированной системы дистанционного управления пневматическим и гидравлическим оборудованием

Широкова Дарья Денисовна<sup>1</sup>

dashashir23@mail.ru

Щедрин Владимир Владимирович<sup>1,2</sup>

spacesteel@bk.ru

Зацепин Матвей Геннадьевич<sup>1</sup>

matvey.zatsepin.2017@mail.ru

Кузнецова Арина Сергеевна<sup>1</sup>Майорова Вера Ивановна<sup>1</sup>

mayorova@bmstu.ru

<sup>1</sup> МГТУ им. Н.Э. Баумана<sup>2</sup> АО «НПО Энергомаш» им. академика В.П. Глушко

*В данной работе исследуется разработка автоматизированной системы управления для дистанционного регулирования распределения давления в пневмогидросистеме ракеты. Основное внимание уделяется трем основным характеристикам: унифицированности, модульности и гибкости, которые считаются ключевыми для эффективной работы систем управления. В работе исследуется концепция разработки аппаратных и программных средств для управления пневмогидросистемой, включая беспроводную передачу информации и применение контроллера для обработки сигналов и управления потоком газа или жидкости. Представленная система ставит своей целью повышение эффективности управления и контроля за данными параметрами в ракетных системах.*

**Ключевые слова:** беспроводная передача информации, радиосвязь, автоматизированная система управления, пневматическое распределение давления, аппаратные и программные средства, пневмогидросистема

При разработке автоматизированной системы управления пневмо-гидросистемой ракеты мы сделали ставку на принципы модульности и гибкости. Использование быстросъемных унифицированных соединений в конструкции и создание универсального, мобильного блока дистанционного управления вызвано ориентацией на создание эффективных и легко адаптируемых решений [1].

Для приема сигналов блоком дистанционного управления был установлен радиомодуль, способный принимать сигналы в определенном диапазоне частот [2]. Полученный сигнал затем обрабатывается контроллером, который направляет соответствующие сигналы на управление электроклапаном [3, 4]. Это приводит к нагнетанию давления в выбранной линии пневмо-гидросистемы ракеты при срабатывании клапана.

В ходе работы были выполнены следующие задачи.

1. Выполнено определение компактной конфигурации устройства системы, обеспечивающей быстрый монтаж и простоту транспортировки.

2. Осуществлен выбор соответствующего контроллера, учитывая его надежность и удобство программирования, что имеет важное значение для успешного выполнения поставленных задач.

3. Проведен подбор эффективной степени защиты корпуса системы, обеспечивающей универсальное использование в различных условиях окружающей среды.

4. Была выбрана соответствующая контроллеру среда разработки и в ней реализована программа, осуществляющая передачу информации от трансмиттера через символьной формат, при этом блок дистанционного управления выступает в качестве ресивера.

При выборе соединений для пневмо-гидролинии учитываются требуемые значения давления в системе и параметры используемого газа или жидкости в качестве рабочего тела.

Разработанный блок дистанционного управления значительно улучшает скорость и простоту работы, а также позволяет автоматизировать выполнение операций, которые могут быть опасны для человека. В результате уменьшается количество элементов системы автоматики и уменьшается влияние человеческого фактора, что заметно повышает надежность всей системы.

## Литература

- [1] *Быстроразъемные соединения трубопроводов*. Патент № 77387 U1 РФ F16L 37/22, ООО Спрут индастриз, 2008.
- [2] Кормин Т.Г., Мохов Р.В., Чайников К.М. Прием и передача данных на Arduino через радио-модуль NRF24L01. *Фундаментальные и прикладные научные исследования: актуальные вопросы, достижения и инновации. XIV Междунар. науч.-практ. конф.: сб. докл. в 2 ч. Ч. 1. Пенза, Наука и просвещение, 2018, с. 74–78.*
- [3] Вязовецков В.В. *Способ дистанционного управления клапанов*. Патент № 2348851 РФ F16K 31/04 №2006133346/06, 2009.
- [4] Cvjetkovic V.M., Matijevic M. Overview of Architectures with Arduino Boards as Building Blocks for Data Acquisition and Control Systems. *International Journal of Online Engineering*, 2016. <https://doi.org/10.3991/ijoe.v12i07.5818>

УДК 004.42+629.786.2

## Транслятор для решения задач реализации полетных операций

Бжинаев Ислам Касбулатович<sup>1</sup>

islam.bzhinaev@sfoс.ru

Коваленко Андрей Александрович<sup>2</sup>

andrey.kovalenko@sfoс.ru

<sup>1</sup> ПАО «РКК «Энергия»<sup>2</sup> МГТУ им. Н.Э. Баумана

*Развитие отечественной космонавтики актуализирует задачу совершенствования существующей системы реализации полетных операций. Ряд проблем в обозначенной области предлагается решать с помощью применения методов формального программирования требующего дополнительного инструментария. В данной работе формируется описание требуемых функциональных возможностей программного обеспечения (ПО), предназначенного для трансляции формализованных полетных процедур на специализированном языке в массивы цифровой информации (МЦИ). Приводится обобщенная схема программы транслятора.*

**Ключевые слова:** РС МКС, полетные операции, формальное программирование, трансляторы, базы данных

**Введение.** Создание и эксплуатация многоцелевых орбитальных комплексов, таких как перспективная Российская национальная орбитальная станция (РОС) и российский сегмент международной космической станции (РС МКС), обуславливают большой спектр работ, необходимых для реализации задач полета.

Рост разнообразия полетных операций (служебных операций и операций целевого назначения) ведет к увеличению объемов данных при разработке командно-программной информации (КПИ). Использование более сложных программ полета (предназначенных для выдачи управляющих воздействий в соответствии с временными и логическими условиями) нуждается в минимизации рисков возникновения ошибок детального планирования (скрытых и явных).

Обеспечение высокого качества процесса управления, в условиях увеличивающегося многообразия решаемых задач, предлагается достигать путем внедрения новых элементов в процесс осуществления детального планирования и реализации полетных операций, командно-программного управления (КПУ), методов формального программирования. Так актуальным является использование языка формального описания процедур (ФОПР), апробированного в процессе управления РС МКС.

Разработанный по заказу ракетно-космической корпорации «Энергия» предметно-ориентированный язык ФОПР предназначен для создания формализованных описаний полетных процедур (процедур управления) орбитальной станции. Однако дальнейшее развитие идеи требует расширения инструментария, в частности создания дополнительного программного обеспечения

(ПО), для замыкания цепочки между разными элементами системы реализации полетных операций, конечным программным продуктом работы которой, можно считать формирование КПИ [1].

Язык ФОПР предназначен для создания формализованных описаний полетных процедур (формализованной информации, представляющей из себя пошаговое описание действий, составляющих разрабатываемую полетную процедуру), поддерживает автоматизированную верификацию процедур и подготовку исходных данных для формирования детальных планов полета (ДПП) с контролем совместимости, непротиворечивости процедур и их реализуемости.

Язык ФОПР содержит синтаксические конструкции для описания основных элементов полетных процедур. Синтаксис языка основан на существующих и применяемых директивах управления, задействованных в работе бортового комплекса управления (БКУ) РС МКС. Аналогами управляющих директив в языке ФОПР выступают специальные операторы, несущие соответствующую смысловую и лексическую нагрузку, что и исходная директива. Это сделано не только для удобства персонала ГОГУ, но и для обеспечения прямого взаимодействия между элементами планирования и их воплощением в виде КПИ (и далее БКУ через наземные средства управления) с минимальным участием человека [2].

Качество процесса управления РС МКС напрямую зависит от качества формирования управляющей информации. КПИ содержит прямые команды для исполнения и массивы цифровой информации (МЦИ) для бортового комплекса управления (БКУ). Сами же команды являются единичными управляющими воздействиями на системы, группы систем и являются разовыми (функциональными) командами, подающимися непосредственно в аппаратуру космического аппарата (КА) и числовыми (команды, выдаваемые системам КА через бортовой цифровой вычислительный комплекс). Исходные данные для создания МЦИ поступают группе планирования от соответствующих групп, отвечающих за различные системы и механизмы бортового комплекса [3, 4].

Информация о доступных к выполнению управляющих воздействиях, переменных, операторах, директивах и других программных средствах, реализованных в БКУ РС МКС, выполнена в виде базы данных бортовой вычислительной системы (БД БВС).

В основе полетных процедур, реализованных на языке ФОПР лежит обращение к БД БВС, для чего разработаны синтаксический и семантический анализатор ФОПР, а также специализированная среда для создания и редактирования полетных процедур средствами ФОПР, позволяющая, в частности, выполнять преобразование типовой процедуры к ее конкретной реализации (актуализация процедуры). Данное преобразование подразумевает:

– задание значений для переменных и параметров, отмеченных в тексте описания типовой процедуры как «подлежащие определению»;



– вычисление актуальных значений или допустимых диапазонов для зависимых переменных и параметров.

Поскольку базовые функции уже реализованы, следующим шагом должна стать генерация МЦИ и программы сеансов связи (ПСС) на основе разработанной процедуры.

В связи со спецификой существующей системы и особенностей ее функционирования, прямая трансляция с языка ФОПР в исходные тексты МЦИ командного информационно-вычислительного комплекса (КИВК), хоть и не является невозможной, но остается не подходящей, по ряду причин.

Решением данной задачи может стать внедрение дополнительного ПО, которое, не являясь полной заменой СМО КИВК, будет дополнительным инструментом в руках специалистов наземной группы управления. Это обеспечит совершенствование системы реализации полетных операций, путем воспроизведения последовательной цепочки от ДПП до МЦИ и ПСС в рамках одной платформы, с повышенным уровнем автоматизации, а в перспективе и универсальным инструментом работы с КПИ не только РС МКС, но и РОС, других перспективных проектов и, даже, автоматических КА. Таким ПО является программа транслятор.

В процессе проведенной работы получены следующие результаты:

- произведен анализ существующей системы реализации полетных операций, с учетом применения методов формального программирования, а именно языка ФОПР как элемента ПО АСП;
- на основе проведенного анализа сформулировано общее описание программы транслятора для конвертации текста формализованной процедуры в конечный продукт: ПСС и МЦИ;
- изучены и приведены признаки, отличающие разрабатываемый транслятор от аналогичных программ, выполняющих схожие задачи;
- предложено дальнейшее направление работы, по подробному описанию и программной реализации представленного транслятора.

## Литература

- [1] Бжинаев И.К., Коваленко А.А., Козлечков А.Г. Совершенствование системы реализации полетных операций. *Управление в аэрокосмических системах (УАКС-2022) им. академика Е.А. Микрина. 15-я мультиконф. по проблемам управления: матер.* Санкт-Петербург, Концерн «Центральный научно-исследовательский институт «Электроприбор», 2022, с. 142–144.
- [2] Соловьев В.А., Лысенко Л.Н., Любинский В.Е. *Управление космическими полетами. В 2 ч.* Москва, МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2010, 426 с.
- [3] Кравец В.Г. *Автоматизированные системы управления космическими полетами.* Москва, Машиностроение, 1995, 256 с.
- [4] Брега А.Н., Коваленко А.А. Командно-программное управление полетом Российского сегмента МКС. *Космическая техника и технологии*, 2016, № 2 (13), с. 90–104.

УДК 621.37

## Актуальные вопросы формирования наземного комплекса управления перспективной космической инфраструктурой

Потюпкин Александр Юрьевич

fotin853@mail.ru

Тимофеев Юрий Александрович

timofeev\_in@spacecorp.ru

Волков Сергей Александрович

volkov\_in@spacecorp.ru

ОАО «Российские космические системы»

*Рассмотрены вопросы формирования наземного комплекса управления перспективной космической инфраструктурой, включающей совокупность многоспутниковых группировок различного целевого назначения. Выявлены наиболее проблемные вопросы, для которых предлагаются пути их разрешения. Особое внимание уделено общесистемным задачам управления космической инфраструктурой, обеспечению требуемой пропускной способности наземного комплекса управления.*

**Ключевые слова:** наземный комплекс управления, космическая инфраструктура, многоспутниковые системы

В настоящее время объективной тенденцией в мировой космонавтике является создание многоспутниковых орбитальных группировок (МОГ). В Российской Федерации поставлены задачи кратного наращивания состава орбитальной группировки, перехода на конвейерный способ производства КА. По словам Генерального директора Роскосмоса Ю. Борисова «Перед космической промышленностью стоит задача создать к рубежу 2025–2026 годов мощности по выпуску 200–250 аппаратов в год, а к 2030 году — нарастить их выпуск до 400 в год. ... К 2030 году российская космическая группировка должна насчитывать не менее 1,2 тыс. спутников, к 2035–2036 годам приблизится к 3 тыс.». Специалисты космической отрасли, в том числе и АО «РКС» уже вовлечены в реализацию этих масштабных проектов и начинают осознавать многоплановость проблем создания МОГ, включающих не только вопросы производства, но и эксплуатации, восполнения и применения по целевому назначению уже не десятков, но сотен и тысяч КА [1, 2]. Следует учитывать, что в перспективе рассматривается не одна отдельная МОГ, но совокупность взаимодействующих космических систем (КС) различного назначения — ДЗЗ, связи и навигации, образующая новый космический объект — многофункциональную космическую инфраструктуру. Сфера ответственности АО «РКС» традиционно включает вопросы управления КА, в связи с чем, анализ проблемных вопросов управления таким новым космическим объектом представляется актуальным.

Существующая технология управления основана на реализации установленного разработчиком КА технологического цикла управления (ТЦУ) при нахождении в зонах радиовидимости наземных средств управления — ко-

мандно-измерительных пунктов (КИП), структурно входящих в наземный комплекс управления (НКУ) данным типом КА, образующим вместе с бортовым комплексом управления (БКУ) автоматизированную систему управления КА. Нарращивание орбитальной группировки в разы при существующей технологии управления очевидно вызовет аналогичный рост числа сеансов связи с КА, что ставит вопрос о способности существующего НКУ решать задачи управления космической инфраструктурой [3].

Анализ показывает, что к числу основных проблемных вопросов создания перспективного НКУ космической инфраструктурой относятся следующие:

- отсутствие формулировки цели управления космической инфраструктурой с указанием показателей ее достижения;
- отсутствие полноценной модели объекта управления — системы КС;
- неразвитость технологий управления системой КА — множеством взаимодействующих КА, где ТЦУ одного КА будет зависеть от ТЦУ другого КА;
- несогласованность предложений по использованию средств КИП отдельных НКУ для разных КС в рамках одной космической инфраструктуры;
- нереализованность проектов создания глобальной космической системы ретрансляции на низких и средних орбитах;
- неопределенность в области проектирования Центра управления полетом (ЦУП) для вновь создаваемой космической инфраструктуры.

Представляется, что для решения указанных выше проблемных вопросов внимание специалистов ракетно-космической отрасли как заказчиков, так и разработчиков должно быть сосредоточено на:

- 1) Исследовании общесистемных задач управления космической инфраструктурой.
- 2) Исследованиях в области объединения ресурсов наземной инфраструктуры для разных КС — системы выведения, НКУ.
- 3) Согласовании проектов развития и использования НКУ для различных КС, входящих в космическую инфраструктуру.
- 4) Моделировании функционирования многоспутниковых группировок и космической инфраструктуры в целом, разработка цифровых двойников высокого уровня.
- 5) Исследованиях в области новых технологий управления на общесистемном уровне.
- 6) Разработке ТЦУ системного уровня для многофункциональной космической инфраструктуры.
- 7) Разработке проекта глобальной системы ретрансляции данных на базе низкоорбитальных и среднеорбитальных КА.
- 8) Разработке проектов наземных систем с многостанционным доступом.
- 9) Разработке проектов автономных средств управления КА.
- 10) Разработке проектов мобильных средств управления КА различного базирования.

11) Разработке содержания режимов функционирования общесистемного уровня для БКУ КА и соответствующих «автоматических сценариев» обработки информации в ЦУП КА.

12) Проведении ряда практических экспериментов по отработке технологий группового управления структурами КА.

Представляется, что проведение исследований в области создания системы управления новым космическим объектом — космической инфраструктурой как системы КС различного назначения не только целесообразно, но и необходимо [4]. В условиях ограниченности ресурсов, и не только финансовых, консолидация усилий на главных направлениях весьма актуальна.

## Литература

- [1] Потюпкин А.Ю., Волков С.А., Пантелеймонов И.Н., Тимофеев Ю.А. Управление многоспутниковыми орбитальными группировками. *Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы*, 2020, т. 7, вып. 3, с. 61–70.
- [2] Потюпкин А.Ю., Волков С.А., Тимофеев Ю.А. Групповое управление многоспутниковой орбитальной группировкой на основе концепции режимов совместного функционирования. *Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы*, 2021, т. 8, вып. 3, с. 11–19.
- [3] Григорьев В.С., Ксендзук А.В. Анализ эффективности алгоритмов перенацеливания наземного радиотехнического измерительного средства при планировании сеансов связи с космическими аппаратами. *Ракетно-космическое приборостроение и информационные технологии*, 2023, т. 10, вып. 2, с. 83–88.
- [4] Пеньков М.М., Сахно И.В., Назаров А.В. ред. *Искусственный интеллект в военно-космической деятельности*. Санкт-Петербург, ВКА им. А.Ф. Можайского, 2022, 543 с.



**Секция 18. Секция им. Г.Н. Бабакина.  
АВТОМАТИЧЕСКИЕ КОСМИЧЕСКИЕ АППАРАТЫ  
ДЛЯ ПЛАНЕТНЫХ И АСТРОФИЗИЧЕСКИХ  
ИССЛЕДОВАНИЙ. ПРОЕКТИРОВАНИЕ,  
КОНСТРУКЦИЯ, ИСПЫТАНИЯ И РАСЧЕТ**

---



УДК 629.78.018+7.021.023

## **Макет электрических испытаний комплекса научной аппаратуры проекта «Спектр-УФ». Концепция, основные технические решения**

Власов Никита Сергеевич

vlasovns@laspace.ru

Глинкин Сергей Юрьевич

glinkinsiu@laspace.ru

АО «НПО Лавочкина»

*В работе рассматривается состав макета для электрорадиотехнических испытаний комплекса научной аппаратуры космического аппарата, входящего в состав космической астрофизической обсерватории для наблюдения астрофизических объектов в ультрафиолетовом и видимом диапазонах спектра, и решения, принятые для упрощения штатной конструкции, в целях снижения затрат на производство и расходов на закупку необходимых материалов, агрегатов и узлов, в рамках работ, проводимых на этапе наземной отработки.*

**Ключевые слова:** космический телескоп, наземная отработка, макет, космический аппарат

В настоящее время огромный научный интерес вызывают астрофизические наблюдения в УФ-диапазоне, которые обладают многими преимуществами. Наиболее значимым является то, что в этом спектральном диапазоне сосредоточена наибольшая плотность физической информации о звездах и газе, фон космического излучения самый низкий, что обеспечивает наименьший естественный шум при исследованиях. Атмосфера Земли пропускает без существенного поглощения лишь радиоволны и оптическое излучение, причем последнее значительно преломляется, переходя через разные слои воздуха, и рассеивается имеющейся в воздухе пылью. Поэтому для получения наиболее полных и неискаженных данных о Вселенной необходимо обеспечить работу телескопа за пределами атмосферы Земли.

В связи с этим в федеральной космической программе России предусмотрено «Создание космического комплекса, включающего космическую астрофизическую обсерваторию для наблюдения астрофизических объектов в ультрафиолетовом и видимом диапазонах спектра электромагнитного излучения». Проект получил наименование «Спектр-УФ» [1].

Комплекс научной аппаратуры (КНА) должен обеспечивать регистрацию электромагнитного излучения от наблюдаемых объектов, обработку, хранение и подготовку к выдаче научной информации в служебные системы КА для последующей передачи в наземный научный комплекс. КНА включает в свой состав:

- телескоп Т-170М;
- блок спектрографов (БС);
- блок камер поля (БКП);
- блок управления научными данными (БУНД);

- бортовой маршрутизатор (БМ-4);
- научная аппаратура «Конус-УФ»;
- бортовая кабельная сеть.

Телескоп Т-170М — основной элемент комплекса научной аппаратуры, предназначен для сбора электромагнитного излучения космических объектов и формирования изображений этих объектов в рабочей зоне фокальной поверхности. Рабочий диапазон излучения: ультрафиолетовый, оптический. Кроме того, аппаратура телескопа рассчитана на выдачу в служебные системы КА необходимой информации для точного наведения и стабилизации на наблюдаемый объект.

Блок спектрографов предназначен для получения спектров высокого разрешения и спектров низкого разрешения с длинной щелью наблюдаемых объектов в ультрафиолетовом диапазоне электромагнитного излучения.

Блок камер поля предназначен для получения прямых изображений и спектров низкого разрешения наблюдаемых объектов в ультрафиолетовом диапазоне электромагнитного излучения.

Научная аппаратура «Конус-УФ» предназначена для исследования космических гамма-всплесков и активности мягких гамма-репитеров в энергетическом диапазоне от 10 кэВ до 10 МэВ [2].

Для отработки технических решений, реализованных при создании элементов КА и проверки их правильности, а также для оценки взаимного влияния элементов КА существует практика создания и испытаний макетов этих элементов (систем, подсистем и т. д.). Такие макеты именуются экспериментальными изделиями с соответствующим номером.

Для электрических испытаний с использованием технологического комплекса научной аппаратуры и вспомогательных блоков с целью проверки работоспособности аппаратуры и электрических связей КНА создается экспериментальное изделие 1705/1.

Изделие 1705/1 должно обеспечивать проведение электрических испытаний, полностью повторять размещение элементов КНА и прокладку трасс кабелей. Изделие предназначено для проведения как автономных испытаний, с использованием наземной аппаратуры, так и испытаний совместно с БМСС «Навигатор», в том числе при установке макета на БМСС. Кроме того, этот макет не должен использовать задел других экспериментальных изделий, созданных ранее для обеспечения независимости от других макетов.

В состав изделия 1705/1 входят:

- технологический образец Т-170М;
- технологический образец блока камер поля (ТО БКП);
- технологический образец блока спектрографов (ТО БС);
- технологический образец блока управления научными данными (ТО БУНД);
- технологический образец бортового маршрутизатора (ТО БМ-4);
- технологический образец научной аппаратуры «Конус-УФ»;



- технологический образец бортовой кабельной сети;
- конструкция изделия.

При создании изделия приняты следующие технические решения и упрощения конструкции.

Конструкция телескопа переработана для уменьшения стоимости и трудоемкости изготовления макета при максимальном сохранении геометрии летного образца в части мест установки электрических приборов и кабелей. Основным конструкционным материалом выбран сплав АМгб, обладающий высоким пределом прочности на разрыв, небольшим удельным весом, коррозионной устойчивостью и хорошей свариваемостью [3].

Тубус телескопа был заменен на клепаную конструкцию, состоящую из четырех секторов, связанных между собой вертикальными стрингерами и угловыми перемычками.

В целях ускорения процесса производства и удешевления конструкции верхний нижний шпангоуты были заменены на сварные, вместо штатных фрезерованных, с сохранением необходимого запаса прочности конструкции. Бленда наружная была заменена с композитной на ферменную сварную из алюминиевых труб, с сохранением габаритов и мест для прокладки кабелей. Пирочеки, используемые в узле зачековки имитатора бленды и крышки, не комплектуются зарядом и будут открываться по советуемому ТУ давлением рабочего тела.

Модуль вторичного зеркала был упрощен до конструктива, содержащего только необходимые элементы для проведения электрорадиотехнических испытаний.

В модуле разработана система учета оборотов шагового двигателя, позволившая отказаться от дорогостоящего механического привода с концевыми выключателями. Роль чувствительного элемента выполняет пара датчиков Холла, размещенных с шагом менее 180 градусов вокруг маховика, посаженного на вал двигателя, позволяющих снимать показания как о количестве оборотов, так и об их направлении. Также это позволило упростить и облегчить силовой набор модуля ввиду уменьшения его массы. Принятые решения позволяют выполнить проверку блока управления модулем вторичного зеркала в полном объеме, не используя сложные механизмы приводов вторичного зеркала.

Модуль узла главного зеркала был существенно переработан и реализован в виде сварной сборочной единицы. Стальные нагреватели главного зеркала были заменены на типовые нагреватели электрические фольгированные (НЭФ), равные по мощности штатным образцам, с сохранением мест прокладки и соединения кабелей [4]. Принято решение отказаться от использования в конструкции бленды главного зеркала, как не участвующей в электрических испытаниях.

Имитатор инструментального отсека не претерпел значительных изменений, но, в отличие от штатной конструкции, был доработан дополнительным

технологическим окном для удобства проведения работ внутри отсека. Для скамьи оптической был также выбран материал АМгб вместо 32НҚД («суперинвар») и убраны регулировочные тяги. Кронштейны установки детекторов аппаратуры «Конус-УФ» были заменены на сварные, с дополнительным быстросъемным коробом, для установки детекторов.

### Литература

- [1] Шустов Б.М., Сачков М.Е., Сичевский С.Г. и др. Космическая астрофизическая обсерватория «Спектр-УФ» – совместный проект Института астрономии РАН и АО «НПО Лавочкина». *Вестник НПО им. С.А. Лавочкина*, 2022, № 2 (56), с. 39–45.
- [2] Шустов Б.М., Сачков М.Е., Сичевский С.Г., Шаханов А.Е. и др. Проект «Спектр-УФ»: новые штрихи. *Вестник НПО им. С.А. Лавочкина*, 2020, № 2 (48), с. 22–33.
- [3] Мальцева Т.В., Озерец Н.Н., Левина А.В., Ишина Е.А. *Цветные металлы и сплавы*. Екатеринбург, Урал. ун-т, 2019, с. 25–27.
- [4] Тулин Д.В., Ефремова Т.Н., Плугарь С.М., Шабарчин А.Ф. Система обеспечения теплового режима телескопа Т-170М и научной аппаратуры. *Вестник НПО им. С.А. Лавочкина*, 2014, № 5, с. 97–103.

УДК 629.7

## Об энергоинформационном обеспечении лунохода в полярных областях

Дмитриев Андрей Олегович

dmitriev141400@gmail.com  
SPIN-код: 4527-5051

Жашуев Руслан Махтиевич

ZHashuevRM@laspace.ru

Сысоев Валентин Константинович

sysoevvk@laspace.ru  
SPIN-код: 5673-6495

Седых Олег Юрьевич

SedykhOIU@laspace.ru

Юдин Андрей Дмитриевич

iudinad@laspace.ru  
SPIN-код: 4311-3124

АО «НПО Лавочкина»

*В работе представлена важность исследования наличия водяного льда в полярных областях Луны. Для решения проблемы энергоинформационного обеспечения исследовательского лунохода предлагается создание сети станций сбора и передачи энергии на луноходах. Показана дорожная карта создания для решения задач по передаче энергии на фотоприемные устройства лунохода, а также передачи информации через этот канал и использование его для освещения зоны движения лунохода.*

**Ключевые слова:** луноход, лазер, связь, передача энергии, тень, лед

В полярных областях Луны солнечное излучение не может добраться до дна некоторых глубоких кратеров, из-за того, что Солнце никогда не поднимается выше  $1,5^\circ$  над горизонтом. Данные лунного разведывательного орбитального аппарата НАСА (LRO), индийского орбитального аппарата Chandrayaan-1 и орбитального аппарата ЕКА SMART-1 показывают, что эти «кратеры вечной тени» богаты водородом, что свидетельствует о возможном наличии водяного льда [1].

Помимо научного интереса, этот лед будет ценен для будущей лунной базы как источник воды, кислорода, а также как источник водородного ракетного топлива [2].

Для подтверждения наличия льда нужно провести контактные исследования в этих затемненных кратерах проб реголита во многих местах при помощи передвижной лаборатории в виде лунохода. Любому луноходу, исследующему затемненные области, придется столкнуться с ограниченной солнечной энергией. Решением этой проблемы является создание лазерного канала для энергообеспечения исследовательского лунохода на дне кратера.

Дорожная карта по решению этой проблемы состоит из трех уровней:

1. Создание станции сбора и передачи энергии на луноходах, состоящая из вертикальных трансформируемых фотоизлучающих модулей мощностью фотопреобразования солнечной энергии до 10 кВт. Прототип такой конструкции показан в презентации лунной базы «Луна семь» [3] и дополни-

тельно на ней будет установлена зеркальная система диаметром 0,2–0,3 метров для передачи лазерного излучения и освещения зоны движения лунохода. Наиболее оптимальным решением будет установка такой энергостанции на тяжелом луноходе.

2. Оптимизация системы энергопитания лунохода, включающая мало-мощный РИТЭГ, высокоэффективные аккумуляторы и фотоприемное устройство лазерного излучения.

3. Организация лазерного высокоскоростного канала передачи двухсторонней информации «луноход-энергостанция» с минимальным энергопотреблением на борту лунохода, а также высокоточной измерительной системы «зеркальный прожектор станции-луноход». Для этого необходимо использование двух лазерных систем — длина волны 0,974 мкм для энергообеспечения, а длина волны 0,78 мкм для передачи информации [4].

Состав исследовательского лунохода для обеспечения вышеперечисленных технологий должен содержать два комплекса:

1. Комплекс служебных систем — блок управления, радиоантенна, СОТР и другие системы, что обеспечивает функционирование лунохода.

2. Комплекс специальных систем — специализированные для лазерного излучения фотоэлектрические батареи, система для измерения расстояния и передача информации.

Таким образом, предлагается создание комплексного энергоинформационного канала для использования в миссиях с участием лунохода для исследования затененных областей и кратеров Луны.

## Литература

- [1] Andrew X. Wilcoski, Paul O. Hayne, Margaret E. Landis Polar Ice Accumulation from Volcanically Induced Transient Atmospheres on the Moon. *The Planetary Science Journal*, 2022, vol. 3, no. 5, pp. 1–16. <https://doi.org/10.3847/PSJ/ac649c>
- [2] Багров А.В., Митькин А.С., Москатиньев И.В., Сысоев В.К., Юдин А.Д. Предложения по развитию инженерной инфраструктуры как важного этапа в исследовании и освоении Луны. *Вестник НПО им. С.А. Лавочкина*, 2018, № 4 (42), с. 24–30.
- [3] *Проект лунной базы «Луна семь»*. URL: <https://spacelin.ru/luna-sem/prezentatsiya/> (дата обращения 04.10.2023).
- [4] Бочков А.В., Слобожанин А.Н., Слобожанина М.Г. Разработка типового лазерного канала для многоканальных лазерных систем с использованием когерентного сложения лазерного излучения. *Фотон-экспресс*, 2019, № 6, с. 402–403. <https://doi.org/10.24411/2308-69202019-16211>

УДК 629.7

## Использование управляемого воздушным винтом аэростата для изучения атмосферы Венеры

Хмель Дмитрий Сергеевич<sup>1</sup>rotor\_fly@mail.ru  
SPIN-код 5587-7605Семисорин Елисей Владимирович<sup>2</sup>

e.semisorin2012@gmail.com

<sup>1</sup> АО «НПО Лавочкина»<sup>2</sup> МАИ

*В докладе предлагается использовать управляемый винтом аэростатный зонд для исследований в атмосфере Венеры. Такой аэростатный зонд способен перемещаться с небольшой скоростью относительно окружающего газа атмосферы, изменяя высоту дрейфа с помощью винта, что позволит исследовать вещества облачного слоя на различной высоте. В работе представлены результаты моделирования движения аэростата при воздействии тяги воздушного винта на его движение в условиях атмосферы Венеры.*

**Ключевые слова:** обработка циклоидальных винтовых поверхностей, Венера, воздушный винт, аэростатный зонд, тяга, равновесная высота, объем оболочки, стягивающая система

На современном этапе изучения космоса исследование Венеры вновь стало одной из важнейших задач. Более 37 лет прошло с тех пор, как межпланетными станциями «Вега» для изучения Венеры были успешно применены спускаемые аппараты и аэростатные зонды (АЗ). Аэростаты Вега 1 и 2 имели прочную шаровидную оболочку диаметром 3,5 м наполненную гелием, с закрепленной на подвесе гондолой с оборудованием, приборами, радиостанцией, источником тока. АЗ дрейфовали в атмосфере планеты вместе с воздушным потоком после всплытия под действием избытка плавучести на высоту около 54,5 км после наполнения баллона оболочки с избыточным давлением (БИД). При воздействии порывов ветра они временно смещались и возвращались на высоту дрейфа после их прекращения и в течение 52 часов передавали сигналы [1].

Рассмотрим АЗ плавающей массой около 100 кг, который имеет в своем составе воздушные винты для создания тяги величиной около 10 даН для маневрирования по высоте. АЗ всплывает с избытком плавучести около 5 даН действующим до наполнения его оболочки [2]. После всплытия на равновесную высоту около 57 км аэростатическая сила его оболочки уменьшается и уравнивается весом АЗ, а давление в оболочке возрастает. Питание двигателей привода винтов АЗ производится от солнечной и аккумуляторных батарей и позволяет развить тягу 8–10 даН [2, 3] на высоте от 50 до 60 км в атмосфере Венеры продолжительное время при затратах энергии около 1 кВт вырабатываемой с использованием солнечной батареи площадью 10 м<sup>2</sup> в дневной период. Создание тяги винтов в одном направлении по горизонта-

ли позволит АЗ передвигаться относительно атмосферы горизонтально на 250–500 км за 24 ч.

При горизонтальном положении плоскости винта и создании тяги вниз АЗ снизится и приобретет избыток плавучести при снижении перепада давления БИД и продолжит снижение пока температура атмосферы не превысит 70 °С после чего снижение необходимо прекратить за счет уменьшения тяги винтов для снижения нагрева. После прекращения создания тяги АЗ всплывет на равновесную высоту, совершая затухающие колебания около нее. Для уменьшения равновесной высоты до заданной прежде прекращения тяги объемом БИД аэростата уменьшают, обеспечивая его наполненность. Для уменьшения объема гелия в БИД его объем стягивают либо используют пополнение внутреннего баллонета БИД газом атмосферы. Для увеличения высоты АЗ достаточно увеличить объем гелия в БИД. АЗ с БИД постоянного объема при создании тяги около 10 даН винтами вверх увеличит высоту менее чем на 1 км. При прекращении создания тяги АЗ с выполненной БИД опускается на равновесную высоту, совершая затухающие колебания около нее. Рассматриваемый АЗ способен к длительному функционированию при поддержании его плавучести газоподполнением оболочки и сбросом балласта. С использованием энергоснабжения от солнечной батареи днем обеспечит вертикальное маневрирование. Для создания воздушными винтами тяги в необходимом направлении предложена система управления их поворотом. При вертикальном положении плоскости по меньшей мере два винта разнесенные горизонтально обеспечат движение в определенном направлении за счет регулирования их тяги. Для изучения возможного маневрирования на основе математической модели рассчитано движение аэростата при дрейфе на высотах от 60 до 53 км [4]. Обосновано управление высотой [5] и движением по горизонтали с использованием винтовых движителей, а также меры для изменения равновесной высоты АЗ за счет изменения объема БИД.

## Литература

- [1] Шубин П.С. *Венера. Неукротимая планета*. Кемерово, П.С. Шубин, 2018, 352 с.
- [2] Хмель Д.С., Воронцов В.А. Использование атмосферных зондов для исследования планеты Венера. *К.Э. Циолковский. Проблемы и будущее российской науки и техники. Материалы 54-х Научных чтений памяти К.Э. Циолковского: сб. тез.* Калуга, Политоп, 2019, с. 332–333.
- [3] Яценко М.Ю., Семисорин Е.В. К вопросу динамики мультироторного летательного аппарата для исследования Венеры: спуск в атмосфере. *Гагаринские чтения-2022. XLVIII Междунар. молодежная науч. конф.: сб. тез.* Москва, Перо, 2022, с. 356–35.
- [4] Воронцов В.А., Малышев В.В., Пичхадзе К.М. *Системное проектирование космических десантных аппаратов*. Москва, МАИ, 2021, 255 с.
- [5] Jeffery L., Hall I., Jonathan M., Cameron M., Pauken T., Jacob S., Mitchell W., Kristopher T. Altitude-Controlled Light Gas Balloons for Venus and Titan Exploration. *JPL, AIAA AVIATION Forum*, 2019, US, Dallas, Texas. <https://doi.org/10.2514/6.2019-3194>

УДК 629.787

## Колесно-шагающий движитель для планетоходов. Некоторые вопросы истории и развития

Батанов Александр Федорович<sup>1</sup>

Хаханов Юрий Александрович<sup>2</sup>

yury@hahanov.ru

<sup>1</sup> ООО «СКТБ ПР»

<sup>2</sup> Российская академия космонавтики имени К.Э. Циолковского  
(Санкт-Петербургское отделение)

*При разработке автоматических самоходных колесных шасси первых Лунохода-1 и Лунохода-2 был выполнен большой объем научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ на базе ходовых макетных образцов. Особое место занимает исследование процессов взаимодействия движителя шасси с земными грунтами-аналогами поверхности Луны в условиях имитируемой уменьшенной силы тяжести. Работы выполнялись с нуля. Никакого научно-технического задела в мировой практике не было. Проблемы были успешно решены. На базе полученного большого опыта по экспериментам, вариантов конструкции колесного движителя, имитации уменьшенной силы тяжести у нас появились идеи создания колесно-шагающего движителя. Были выполнены оригинальные разработки, испытания и получены интересные результаты.*

**Ключевые слова:** колесно-шагающий движитель, планетоходы, результаты исследования, направления работ, передвижение по поверхности астероидов

Первые идеи по разработке колесно-шагающего движителя для планетоходов появились у нас в 70-х годах XX века на базе достаточно объемных исследований проблем взаимодействия движителя с аналогами лунного грунта в условиях имитируемой лунной силы тяжести.

Исследования проводили по следующим направлениям:

- влияние уменьшенной силы тяжести (в частности, лунной) на характеристики грунта поверхности планеты (несущая способность, прочность грунта на сдвиг, сопротивление движению), также гранулометрический состав грунта;
- выбор и обоснование земных грунтов-аналогов с указанными выше характеристиками;
- определение методов имитации силы тяжести и разработка технических средств для их реализации;
- наземные исследования и прогноз параметров взаимодействия движителей планетоходов с грунтами — аналогами поверхности планет (тягово-цепные свойства и сопротивление движению) при разных вертикальных нагрузках на движитель;
- оценка опорной и профильной проходимости шасси при разных схемных решениях на закрытых полигонах с выбранными стандартными препятствиями, а также на реальных трассах местности с вариантами аналогов грунта и рельефа;



– на всех этапах работ проводилось сравнение параметров проходимости шасси и энергопотребление каждого элемента двигателя при его разных схемных решениях;

– проведение автономных и комплексных ресурсных испытаний отдельных двигателей и в составе шасси при заданных условиях эксплуатации с имитацией натурной силы тяжести и моментов инерции (а также автономные испытания, например, термовакуумные, но объем и тип испытаний определялись этапом работ...);

– поиск оптимальных схемных и конструктивных решений двигателя для обеспечения требуемой надежности работы в процессе эксплуатации;

– создание различных типов наземного стендового оборудования для каждого вида испытаний, их программного и методического обеспечения систем регистрации различных параметров. Большая работа была проведена при создании систем метрологической аттестации экспериментальных стендов.

В результате сложной многоплановой работы ряда КБ, лабораторий и производства был создан большой интеллектуальный задел и приобретен очень важный опыт работы с колесно-шагающим двигателем (разработана конструкторская документация, изготовлены макетные ходовые образцы, создано программное и методическое обеспечение, проведены экспериментальные исследования, получены авторские свидетельства и т. д.).

Некоторые результаты исследований использовали при разработке проектов планетоходов следующего поколения.

Отдельные результаты работ были опубликованы, например [1–3], но события 90-х годов XX века привели к потере отчетов и многих других документов по выполненным работам, а специалистов сократили...

Был нанесен серьезный урон этому удивительно перспективному направлению науки и техники — планетоходостроению.

В данном докладе делается попытка рассмотреть ряд принципиальных вопросов по созданию колесно-шагающего двигателя, провести сравнительный анализ вариантов, представить некоторые новые научно-технические и экспериментальные результаты, а также исторические данные и перспективы применения предложенных решений.

Особенно эта тема актуальна для разработки принципов движения по поверхности малых планет, например, астероидов [4], а это имеет очень важное перспективное значение:

– для реализации жизненно важной системы: «Планетарная защита России от космических угроз» (создание, например Астероидоходов, с необходимой научной аппаратурой, что позволит оценить различные характеристики наиболее опасных космических объектов для огромной России и на этой основе выбрать метод борьбы с этой опасностью);

– при реализации оригинальных проектов по изучению различных космических объектов, например для нахождения малых планет из льда, для ис-



пользования их при выполнении работ на Лунной станции (существует такая идея...).

Авторы представляют первый доклад по колесно-шагающему движителю, но на этом научно-техническом заделе разработаны и другие интересные схемные решения движителей планетоходов.

Мы только еще в начале пути...!

## Литература

- [1] Хованов И.М., Хаханов Ю.А., Китляш Ю.П. Авторское свидетельство № 385189, 1971.
- [2] Хаханов Ю.А., Сологуб П.С., Петрига В.Н., Авторское свидетельство № 504124, 1973.
- [3] Кемурджиан А.Л., Громов В.В., Кожукало И.Ф. и др. *Планетоходы*. Москва, Машиностроение, 1982.
- [4] Батанов А.Ф., Хаханов Ю.А. «Астероидоход — автономный автоматический аппарат для передвижения по поверхности малых планет. *XLVI Академические чтения по космонавтике, посвященные памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых — пионеров освоения космического пространства: сб. тез. в 4 т.* Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2022, т. 4, с. 58–60.

УДК 629.7

## Численное исследование динамики раскрытия панелей солнечных батарей

Яшин Иван Андреевич

ivanivanyashin@gmail.com

Денисевич Денис Сергеевич

am@euler.ru

SPIN-код: 6362-4729

ООО «АвтоМеханика»

*Проведено исследование раскрытия панелей космической солнечной батареи с упругим каркасом и с абсолютно жестким. Расчет произведен в программном комплексе анализа многокомпонентных механических систем EULER. Проведен анализ влияния упругих свойств каркаса на процесс раскрытия панелей космической солнечной батареи. Разработана методика моделирования раскрытия раскладываемых многопанельных космических солнечных батарей с учетом энергии запасенной в пружинах раскрытия, электроприводе поддержания скорости раскрытия, тросовой системы синхронизации, механизмов зачековки панелей и упоров раскрытия панелей.*

**Ключевые слова:** раскладываемая многопанельная солнечная батарея (СБ), раскрытие панелей солнечной батареи, космическая солнечная батарея, упругий каркас солнечной батареи, программный комплекс (ПК) EULER

Моделирование раскрытия многопанельных космических СБ позволяет определить кинематические характеристики процесса (время раскрытия панелей, углы и угловые скорости поворота панелей), усилия в характерных узлах конструкции (в пружинах раскрытия панелей, в электроприводе поддержания скорости раскрытия панелей, в тросах системы синхронизации раскрытия панелей, в упорах раскрытия панелей и шарнирах между элементами конструкции), а также позволяет оценить влияние параметров системы на процесс раскрытия (энергия, запасенная в пружинах раскрытия панелей, упругие свойства троса системы синхронизации, угловая скорость электроприводе, упругие и массово-инерционные характеристики панелей СБ).

Натурные испытания раскрытия космических солнечных батарей в земных условиях достаточно трудоемки, дорогостоящи. Поэтому для исследования данного процесса целесообразно использовать современные ПК компьютерного моделирования. ПК должен иметь функционал, позволяющий моделировать данный процесс с учетом основных особенностей данной задачи, таких как большие перемещения, упругие свойства каркаса панели СБ, тросовая система синхронизации поворота панелей, работа электроприводе, процесс зачековки и упоры панелей. К таким ПК анализа многокомпонентных механических систем относятся: ПК EULER, «Универсальный Механизм» и MSC.Adams.

Для исследования процесса раскрытия панелей СБ могут использоваться разные подходы с различной степенью детализации. В работах [1–4] исполь-

зуется аналитический подход. Использование современных ПК позволяет упростить процесс создания сложных и более детализированных механизмов, так как математическая модель системы создается автоматически. Такие модели могут содержать: упругие тела, шарниры с зазорами, нелинейная жесткость и др. Примеры таких работ можно встретить в работах [5, 6].

В данной работе продемонстрирован процесс моделирования раскрытия панелей СБ, состоящей из двух панелей и штанги. Раскрытие панелей происходит последовательно:

В начальный момент анализа происходит расчеховка пружин кручения в узлах соединения корпуса КА и штанги и в узлах соединения штанги и первой панели. Одновременно с этим включается электропривод поддержания постоянной угловой скорости в шарнире между штангой и первой панелью. Тросовая система синхронизации уменьшает разницу в углах поворота первой панели и штанги. Шарниры в узлах соединения первой и второй панели на данном этапе зачекованы.

В момент, когда штанга принимает горизонтальное положение срабатывает механизм зачековки шарнира.

В момент времени, когда панель принимает горизонтальное положение относительно штанги происходит зачековка этих шарниров. Одновременно с этим отключается электропривод в шарнире. Помимо этого, происходит расчеховка в шарнирах между первой и второй панелью. Поддержание постоянной угловой скорости в узлах стыковки панелей не предусмотрена конструкцией СБ, как и система синхронизации.

В момент времени, когда панель принимает горизонтальное положение относительно другой панели происходит зачековка этих шарниров.

Раскрытие элементов конструкции происходит за счет освобождения энергии запасенных в пружинах кручения, установленных в шарнирных соединениях, после расчеховки этих шарниров.

В момент зачековки шарниров включаются замки стопорения, которые существенно увеличивают жесткость в узлах стыковки элементов конструкции.

Дополнительно в шарнирах установлены упоры большой жесткости, предотвращающие повороты в направлении противоположным раскрытию.

Электропривод, поддерживающий постоянную угловую скорость поворота между первой панелью и штангой, описывается дифференциальным каналом (следающий привод).

Система тросовой синхронизации состоит из двух шкивов и натянутого между ними троса. Первый шкив зафиксирован на штанге БС и поворачивается синхронно с поворотом штанги относительно корпуса КА. Вторым шкив зафиксирован на первой панели СБ. Система синхронизации за счет натяжения троса добавляет жесткость и демпфирование на относительные повороты шкивов.

Моделирование проводилось в ПК EULER с 2-я расчетными случаями:

1. С абсолютно жесткими элементами конструкции.

2. С упругими элементами конструкции: штанга и панели СБ. Для создания упругих тел были импортированы редуцированные КЭ-модели из ANSYS, через нейтральный MNF-файл. Такие модели могут быть созданы и в других МКЭ комплексах, поддерживающих такой формат передачи данных. Редуцирование проводилось модифицированным методом Крэга-Бемптона.

В результате данной работы были созданы 2 компьютерные модели раскрытия СБ: с учетом упругости конструкции штанги и панелей и без учета упругости. Результаты моделирования показали заметные различия в поведении компьютерных моделях, учитывающих упругость штанги и панелей СБ и не учитывающих упругость этих элементов. Это связано с большой податливостью каркаса панелей и штанги, поскольку при их проектировании используются тонкостенные трубы, которые позволяют сэкономить массу объекта. Следовательно, для большей точности компьютерной модели целесообразно использовать элементы, учитывающие их упругость. Различия в моделях наиболее явно проявились в следующих параметрах раскрытия: время раскрытия панелей, угловые скорости раскрытия элементов, силы в замках стопорения. Разница между моделями хоть и заметная, но не критическая и укладывается в допустимые.

Следует отметить, что моделирование производилось при простой конфигурации СБ, состоящей всего из 2-х панелей. В моделях с более сложной конструкцией (большим числом панелей, наличием боковых панелей, большим числом систем синхронизации и др.) разница между моделями с упругими и неупругими элементами может быть критически большой.

## Литература

- [1] Борзых С.В., Левитская Ю.Ю., Щиблев Ю.Н. Подход к моделированию динамики процесса раскрытия крупногабаритных солнечных батарей космических аппаратов. *Космическая техника и технологии*, 2019, № 1 (24), с. 95–106.
- [2] Бушуев А.Ю. Проектирование тросовой системы раскрытия многозвенной конструкции солнечной батареи в условиях неопределенности. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2017, № 1, с. 1–11.  
<https://doi.org/10.18698/2308-6033-2017-1-1583>
- [3] Русских С.В. Развертывание плоской упругой стержневой системы с тросовыми элементами, присоединенной к космическому аппарату. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2018, № 4 (697), с. 80–89.
- [4] Динамика процесса раскрытия многозвенных солнечных батарей. *Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета*, 2012, № 4 (35), с. 88–94.
- [5] Крылов А.В., Чурилин С.А. Моделирование раскрытия солнечных батарей различных конфигураций. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение*, 2011, № 1, с. 106–112.
- [6] Зимин В.Н., Бойков В.Г., Файзуллин Ф.Р. Особенности моделирования раскрытия трансформируемой конструкции ферменного типа. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение*, 2013, № 2, с. 98–107.

УДК 629.785

## Нейросетевая сегментация облачности и снежных покровов по мультиспектральным данным гидрометеорологического спутника Электро-Л № 2

Беляков Никита Викторович

msubelyakovnv@yandex.ru

МГУ имени М.В. Ломоносова

*Работа посвящена методике детектирования облачности и снежного покрова по мультиспектральным данным с прибора МСУ-ГС гидрометеорологического космического аппарата Электро-Л № 2 с применением нейронной сети сверточного типа. В качестве дополнительной информации используется географическая информация для снимков: широта, долгота и высота. Результатами работы является два новых набора данных с КА GOES-16 и Электро-Л № 2 с разметкой облачного и снежного покрова, а также обученная модель сегментации Multi Scale Attention Network (MANet) на три класса для этих наборов данных. Для максимальной репрезентативности выборки включают в себя снимки за все времена года. Обученная нейронная сеть для сегментации облачности и снега протестирована на различных сценах, включая зимний и летний периоды года в дневное время суток при разном уровне освещенности снимков. По результатам тестирования и сравнения с имеющимися моделями и алгоритмами выявлено, что даже в сложных сценах полученная модель показывает точные результаты сегментации снежных и облачных покровов применительно к данным с аппаратуры МСУ-ГС для зоны съемки КА Электро-Л № 2.*

**Ключевые слова:** дистанционное зондирование Земли, гидрометеорологический спутник Электро-Л № 2, семантическая сегментация, маски облачности и снежного покрова, нейронная сеть сверточного типа, мультиспектральные данные

Работа посвящена методике детектирования облачности и снежного покрова по мультиспектральным данным с аппаратуры МСУ-ГС геостационарного космического аппарата «Электро-Л № 2» [1] с применением нейронной сети сверточного типа. В качестве дополнительной информации используется географическая информация: широта, долгота и высота для пикселей снимков [2]. Результатами работы является два новых набора данных с метеорологических космических аппаратов GOES-16 [3], Meteosat-10 [4] и «Электро-Л № 2» с масками облачного и снежного покрова, а также обученная модель сегментации Multi-Scale Attention Network (MANet) [5] на этих наборах данных. Продукты L2 с GOES-16 [3], Meteosat-10 [4] были использованы для создания разметки облачных покровов для данных с МСУ-ГС путем их репроекции на точку стояния «Электро-Л № 2». Таким же образом были получены маски снега, взятые с продуктов системы MODIS [6]. Главная проблема поставленной задачи — разработка алгоритма выделения снежного и облачного покровов в условиях отсутствия узких коротковолновых инфракрасных (ИК) каналов (1300–1600 нм), необходимых для реализации алгоритмов сегментации и разделения снега от облачности. При данных ограничениях на характе-

ристики съемочной аппаратуры единственным возможным решением задачи выделения снега и облаков на мультиспектральных снимках является разработка нейросетевой модели, способной извлечь неявные признаки и закономерности, по которым возможно дифференцировать снег от облаков. Для максимальной репрезентативности снимки в выборке включают в себя все времена года и разные уровни освещенности (12.00–17.00 UTC). Обученная нейронная сеть для сегментации облачности и снега протестирована по метрикам F1, FAR и IoU:

$$F_1 = \frac{2TP}{(2TP + FP + FN)},$$

$$FAR = \frac{FP + FN}{(TN + TP + FP + FN)},$$

$$IoU = \frac{TP}{(TP + FP + FN)}.$$

Модель тестировалась в различных сценариях, включая зимний и летний периоды года в дневное время суток при разном уровне освещенности снимков применительно к данным с прибора МСУ-ГС для зоны съемки спутника «Электро-Л № 2». Результаты сегментации модели на тестовой выборке по метрикам F1 и IoU представлены в таблице.

#### Результаты сегментации модели на тестовой выборке по метрикам F1 и IoU

Метрика	Суша/вода	Снег	Облачность	Среднее по классам
F1	0,8009	0,7454	0,8773	0,8077
IoU	0,6925	0,7398	0,7976	0,7472

Разработанный алгоритм позволяет создавать маски облачности и снежного покрова для области, ограниченной значениями угла зенита Солнца в диапазоне от 0 до 80 градусов [7] для дневного времени. Однако возможны некоторые ошибки в мисклассификации снега во время облачности из-за специфики используемых данных и ошибок на краях изображений из-за геометрических искажений и дисторсий. Описываемый в работе метод может быть перенесен для сегментации снежного покрова и облачности на данных, полученных с других спутников дистанционного зондирования Земли.

Применение моделей ИИ к рассматриваемой задаче при отсутствии коротковолновых ИК каналов позволяет осуществить ее решение, что представляется невозможным, если рассматривать применение классических пороговых или статистических алгоритмов, разработанных для решения схожих задач.

---

**Литература**

- [1] URL: <https://ntsozm.ru/elektro/> (дата обращения 24.06.2023).
- [2] Xi Wu, Zhenwei Shi, Zhengxia Zou. A geographic information-driven method and a new large scale dataset for remote sensing cloud/snow detection. *International Society for Photogrammetry and Remote Sensing, Inc. (ISPRS)*, 2021. <https://doi.org/10.1016/j.isprsjprs.2021.01.023>
- [3] Данные с КА GOES-16, 17, 18. URL: [https://home.chpc.utah.edu/~u0553130/Brian\\_Blaylock/cgi-bin/goes16\\_download.cgi](https://home.chpc.utah.edu/~u0553130/Brian_Blaylock/cgi-bin/goes16_download.cgi); <https://noaa-goes16.s3.amazonaws.com/index.html#ABI-L2-ACMF/2022/349/17/> (дата обращения 27.04.2023).
- [4] De Ruyter de Wildt M., Seiz G., Gruen A. *Operational snow mapping using multitemporal Meteosat SEVIRI imagery*. Elsevier Inc., 2007. <https://doi.org/10.1016/j.rse.2006.12.008>
- [5] *Segmentation-models-Pytorch документация*. URL: [https://github.com/qubvel/segmentation\\_models.pytorch/](https://github.com/qubvel/segmentation_models.pytorch/) (дата обращения 27.06.2023).
- [6] Среднесуточные карты снежного покрова Terra/MODIS. gov/[view.php?datasetId=MOD10C1\\_D\\_SNOW&](http://view.php?datasetId=MOD10C1_D_SNOW&) (дата обращения 21.04.2023).
- [7] Holmgren W.F., Hansen C.W., Mikofski M.A. A python package for modeling solar energy systems. *Journal of Open Source Software*, 2018, 3 (29), 884. <https://doi.org/10.21105/joss.00884>

УДК 681.5

## Разработка программно-алгоритмического обеспечения для синтеза системы стабилизации перспективного разгонного блока в режиме переориентации

Гавриков Михаил Михайлович

mmg.20018@gmail.com

АО «НПО Лавочкина»

*На данный момент в большинстве разгонных блоков установлены платформенные инерциальные навигационные системы. В связи с этим необходимо, чтобы переходы от одной ориентации к другой производились с выдерживанием указанного ограничения, то есть без «складывания» рамок. Сейчас пространственный маневр переориентации осуществляется через последовательность одноосных «плоских» разворотов вокруг осей связанной системы координат разгонного блока. Этот подход влечет за собой увеличение суммарного времени разворота, повышение расхода топлива, возможные выходы за требуемое циклограммой полета время. Эти недостатки можно устранить заменой платформенной инерциальной навигационной системы на бесплатформенную, что позволит избежать угрозу «складывания» рамок. В работе рассматривается разработка программно-алгоритмического обеспечения и его графического интерфейса для синтеза и исследования системы стабилизации разгонного блока с бесплатформенной инерциальной навигационной системой на устойчивость, как во временной, так и в частотной области.*

**Ключевые слова:** система управления, разгонный блок, программно-алгоритмическое обеспечение, пропорционально-дифференциальный регулятор, Simulink

В ходе данной работы была исследована математическая модель движения перспективного разгонного блока вокруг центра масс. Проанализирована двигательная установка, предполагаемая для реализации в исследуемом разгонном блоке. Рассчитаны моменты управления от, применяемых в разгонном блоке, двигателей малой тяги и двигателей коррекции импульса.

Была спроектирована модель системы стабилизации разгонного блока в режиме переориентации в Simulink. Выбран пропорционально-дифференциальный (ПД) закон управления [1]. С помощью D-разбиения построены области устойчивости и выбраны значения коэффициентов ПД-регулятора для каждого из каналов [2].

Произведено моделирование пространственных разворотов для типов изменения угловой скорости — треугольник и трапеция [3]. Посчитаны моменты времени начала разгона, конца разгона, начала торможения и конца торможения для разворотов типа трапеция и треугольник [4].

В разработанном программно-алгоритмическом обеспечении было произведено моделирование пространственных разворотов, результатом которого стало построение графиков переходного процесса, логарифмической амплитудно-фазовой частотной характеристики, импульсной характеристики как по



углу, так и по угловой скорости, а также построение графиков изменения угла и угловой скорости, углового рассогласования и ошибки по угловой скорости. Данное моделирование показало полную работоспособность программно-алгоритмического обеспечения.

Таким образом, разработанное программно-алгоритмическое обеспечение и его графический интерфейс позволяют значительно ускорить синтез и исследование системы управления на устойчивость, как во временной, так и в частотной области.

## Литература

- [1] Полетаев И.А. Компенсация влияния постоянного запаздывания в замкнутой электромеханической системе. *Научно-технические ведомости СПбГПУ*, 2010, № 1.
- [2] Ким Д.П. Теория автоматического управления. Т. 1. Линейные системы. Москва, ФИЗМАТЛИТ, 2016, 312 с.
- [3] Бровкин А.Г., Бурдыгов Б.Г., Гордийко С.В. и др. *Бортовые системы управления космическими аппаратами*. Москва, МАИ-ПРИНТ, 2010, 304 с.
- [4] Андреев В.П., Бонк Р.И., Бровкин А.Г. и др. *Система управления разгонным блоком*. Москва, МАИ-ПРИНТ, 2010, 272 с.

УДК 629.7

## Беспилотный летательный аппарат самолетного типа для исследования Марса: промежуточные результаты проектирования

Карпович Елена Анатольевна<sup>1,2</sup>

karpovichea@mai.ru

Комбаев Тимур Шикурович<sup>1,3</sup>

kombaew@yandex.ru

Гуереш Джахид<sup>1</sup>

d.gueraiche@mai.ru

<sup>1</sup> МАИ<sup>2</sup> ПАО «Яковлев»<sup>3</sup> АО «НПО Лавочкина»

*Доклад посвящен оценке характеристик ряда компоновок беспилотного летательного аппарата с фиксированным крылом для исследования Марса и их сравнение по критериям качества, соответствующим требованиям сформулированного технического задания. Для проектирования и расчетов были использованы программы MATLAB, XFLR5, а также база данных MCD. В качестве результатов представлены, в частности, варианты научных миссий беспилотного летательного аппарата, целевые функции при оптимизации параметров беспилотного летательного аппарата, основные параметры компоновок беспилотного летательного аппарата и спецификации его систем и оборудования.*

**Ключевые слова:** исследование Марса, проектирование самолетов, беспилотный летательный аппарат, малые числа Рейнольдса

Изучение Марса обогащает наши знания об эволюции Вселенной и позволяет точнее моделировать условия на планете при проектировании будущих марсианских миссий.

Автоматические аппараты на Марсе решают ряд научных задач, в частности [1]:

- поиск признаков жизни на Марсе в прошлом и в настоящее время;
- изучение геохимической среды на поверхности и в приповерхностном слое;
- изучение марсианской атмосферы и, в частности, ее пограничного слоя.

В настоящее время планету исследуют марсоходы, орбитальные аппараты, посадочная платформа и вертолет. Небольшой самолет может занять важное место в этом ряду, эффективно решая заданные специфические для него задачи.

Одним из первых проектов марсианского летательного аппарата был Mini-Sniffer, летательный аппарат с размахом крыльев 6,7 м, приводимый в движение гидразиновым двигателем [2]. С тех пор достижения в области аэродинамического проектирования, силовых установок, накопителей энергии и материалов расширили диапазон вариантов марсианских беспилотных летательных аппаратов (БПЛА). Среди предложенных проектов наиболее известны ARES (Aerial Photography of the Environment on a Regional Scale)

от Исследовательского центра НАСА Лэнгли [3] и дистанционно пилотируемый аппарат для исследования Марса [4]. Изучались и другие концепции марсианских беспилотных летательных аппаратов, например, планеры, в том числе с надувными крыльями, вертолеты.

На процесс и результат проектирования БПЛА для исследования Марса существенным образом влияют условия на Марсе (низкая плотность атмосферы, низкая скорость звука, температура, колеблющаяся в широком диапазоне, низкая интенсивность солнечного излучения, высокая интенсивность турбулентности, пылевые бури [5]). Необходимость доставки самолета на Марс также отражается на его аэродинамической компоновке, его конструкции, весовых характеристиках. Наконец, принимаемые проектные решения в определенной степени зависят от ожидаемого района эксплуатации, времени года, высоты полета БПЛА над поверхностью планеты.

Самолет, предназначенный для исследования Марса, может быть спроектирован для выполнения одного или нескольких полетов. «Одноразовый» самолет без возможности вертикального взлета будет осуществлять измерения в полете и, если он будет оснащен устройством для выполнения одной мягкой посадки, он также будет служить в качестве стационарной платформы.

Аппарат вертикального взлета и посадки сможет проводить измерения в планетарном пограничном слое в требуемых временных масштабах, либо доставлять приборы в заданные места и проводить измерения на поверхности. Первый вариант позволит определить турбулентные и радиационные потоки на высоте 0–500 м. Второй вариант расширит географический и временной охват измерений.

Варианты двигателей для марсианского самолета включают:

- ракетный двигатель;
- воздушный винт.

Воздушный винт может использовать энергию таких двигательных установок, как:

- электродвигатель с питанием от солнечных батарей,
- электродвигатель с питанием от топливных элементов,
- гибридная двигательная установка.

Для проектирования БПЛА и расчета его характеристик в рамках данной работы были использованы следующие программы:

- MATLAB (управляющий код);
- XFRL5 (расчет аэродинамических характеристик профилей крыла БПЛА).

Для оценки внешней космической среды были использованы динамическая модель ГКЛ [6] и вероятностная модель СКЛ [7], модифицированная с учетом радиальной зависимости потоков СКЛ по мере удаления космического аппарата от Солнца.

Для расчета интенсивности солнечного излучения на Марсе для двух климатических сценариев (осредненный и условия пылевой бури) была использована база данных климата Марса Mars Climate Database [8].

Для расчета продолжительности светового дня и параметров атмосферы Марса были использованы адаптированная модель продолжительности земного дня [9] и база данных MARS-GRAM 2001 [10, 11] соответственно.

Погрешность результатов расчета связана с ограниченной точностью исходных данных (например, технических характеристик систем и оборудования, параметров атмосферы Марса), а также эмпирических математических формулировок, используемых в XFLR5 и COSRAD.

В докладе освещаются предварительные результаты проектирования БПЛА для исследования Марса, в частности:

- варианты научных миссий БПЛА, включая описание комплектов научных приборов;
- целевые функции при оптимизации параметров БПЛА;
- возможная схема посадки десантного модуля с БПЛА на Марсе и профили полета БПЛА;
- основные параметры двух компоновок солнечного БПЛА (с консольным складывающимся крылом (компоновка WT1) и с коробчатым крылом (компоновка BW1)); предельные параметры солнечного БПЛА для полета в условиях Марса;
- основные параметры ракетного БПЛА с консольным складывающимся крылом (компоновка WT3);
- спецификации систем и оборудования БПЛА;
- особенности аэродинамического проектирования крыла БПЛА для исследования Марса;
- влияние запыленности и высокой интенсивности турбуленности атмосферы Марса на проектирование БПЛА самолетного типа для исследования Марса.

Дальность полета ракетного самолета определяется массой топлива на борту; однако зона эксплуатации такого самолета не ограничивается областями на планете, а также временем года и даже днями с относительно высокой интенсивностью солнечного излучения. Поэтому, например, он может исследовать глубины кратеров и каньонов и, в случае обеспечения однократной мягкой посадки, он также может служить стационарной платформой. Подходящей научной миссией для солнечного «одноразового» или «многократного» беспилотного летательного аппарата может быть измерение параметров атмосферы для получения турбулентных и радиационных потоков в нижних слоях атмосферы.

Результаты исследования расширяют наше понимание возможностей марсианского самолета с неподвижным крылом с точки зрения массы полезной нагрузки и профиля полета, следовательно, его научной ценности.

**Литература**

- [1] Efanov V. Russian Segment of the International Space Expedition ExoMars. Berlin, Springer, 2022.
- [2] Reed R.D. High-flying mini-sniffer RPV — Mars bound. *Astronaut.*, 1978, 78A38521, p. 16.
- [3] Gasbarre J., Dillman R. Preliminary design and analysis of the ARES atmospheric flight vehicle thermal control system. *SAE Technical Paper*, Warrendale, PA, USA, 2003.
- [4] *A Concept Study of a Remotely Piloted Vehicle for Mars Exploration*. NASA, Greenbelt, MD, USA, 2013.
- [5] Hanbing S., Underwood C. A Mars VTOL Aerobot — Preliminary Design, Dynamics and Control. *IEEE Aerospace Conference Proceedings*, Guildford, 2007.
- [6] ГОСТ 25645.150–90. *Галактические космические лучи. Модель изменения потоков частиц*. Москва, Госстандарт, 1991.
- [7] ГОСТ Р 25645.165–2001. *Лучи космические солнечные. Вероятностная модель потоков протонов*. Москва, Госстандарт, 2001.
- [8] Millour E. et al. *The Mars climate database (version 5.3)*. ESAC. Madrid, 2018.
- [9] Forsythe W.C. et al. A model comparison for daylength as a function of latitude and day of year. *Ecological Modelling*, 1995, vol. 80, pp. 87–95.
- [10] Justus C.G., Duvall A., Johnson D.L. *Mars global reference atmospheric model (mars-gram) and database for mission design*. Mars Atmosphere Modeling and Observations, Granada, 2003.
- [11] Kuznetsov N., Malyshev Y.M., Nikolaeva N. et al. Software complex COSRAD for radiation environment forecasting onboard spacecraft (in Russian). *Problems of atomic science and technology. Series: Physics of radiation effects on electronic equipment*, 2011, pp. 72–78. EDN NVXNBX

УДК 629.78

## Контроль загрязнения поверхности космического аппарата при проведении проверочных испытаний в вакуумной камере с использованием датчиков на основе кварцевых микровесов

Ященко Богдан Юрьевич

godn@mail.ru

SPIN-код: 9060-6397

Паршина Екатерина Борисовна

redckate1@rambler.ru

АО «НПО Лавочкина»

*Рассмотрен вопрос контроля уровня загрязнения поверхностей космических аппаратов и их модулей продуктами пыле-газовыделения из элементов космических аппаратов и приспособлений в составе вакуумной камеры при проведении проверочных испытаний с помощью системы контроля направленных потоков масс. Отмечается важность проведения контроля уровня загрязнения элементов космических аппаратов при проведении проверочных испытаний так как наличие газовой и пылевой составляющих загрязнений около поверхности космических аппаратов в условиях вакуумной камеры ведет к осаждению вещества на поверхностях радиаторов систем терморегулирования, панелях солнечных батарей и целевой оптико-электронной аппаратуры и способно повлиять на эффективность их работы. Исследованы возможности измерений в условиях проверочных испытаний с помощью системы контроля направленных потоков масс.*

**Ключевые слова:** космический аппарат, вакуумная камера, контроль загрязнения, кварцевые микровесы, датчик направленных потоков масс

При проведении проверочных испытаний (ПРИ) космических аппаратов (КА) в вакуумной камере (ВК) производится контроль работоспособности бортовых систем КА при условиях, приближенных к условиям эксплуатации изделия. Задачами систем ВК является обеспечение имитации внешних воздействий, характерных для условий эксплуатации. Вакуумирование внутреннего объема ВК с объектом испытания до давления  $10^{-6}$  мм рт. ст. способствует повышенному пыле-газовыделению из материалов КА и элементов оснастки ВК.

Наличие газовой и пылевой составляющих загрязнений около поверхности КА и его бортовых систем приводит к изменению оптического фона возле аппарата во время его активного существования на орбите. Осаждение вещества на поверхностях радиаторов систем терморегулирования, панелей солнечных батарей способно повлиять на эффективность их работы [1, 2].

Среди КА различного назначения наиболее чувствительными к загрязнениям, осаждающимся на их поверхности, являются КА, содержащие целевую оптико-электронную аппаратуру. Поэтому наряду с решением основных задач проверочных испытаний в ВК проводятся также исследования источников пыле-газовыделения и процессов изменения по времени уровня загрязнения характерных поверхностей объекта испытаний [3, 4]. По результатам

таких исследований определяется выполнение заданных требований по чистоте поверхностей КА.

Одним из методов исследования загрязнений поверхностей КА, применяемый при проведении ПРИ, является регистрация в процессе испытаний динамики осаждения продуктов пыле-газовыделения образовавшихся в условиях ВК с помощью системы контроля направленных потоков масс (СКНПМ), включающей датчик направленных потоков масс (НПМ) изготовленный на основе кварцевых микровесов.

Для регистрации в процессе ПРИ динамики осаждения загрязнений на поверхности КА на внутренней поверхности ВК закрепляется несколько датчиков НПМ, направленных на элементы КА чувствительные к загрязнениям и интересующие элементы ВК. Через кабельную сеть происходит непрерывный обмен информацией между НПМ и электронными модулями СКНПМ. Непрерывный обмен информацией позволяет, в отличие от других применяемых методов контроля загрязнения, проведение оперативного контроля потоков загрязнения в процессе проведения ПРИ.

При проведении ПРИ с помощью СКНПМ были получены следующие результаты работы датчиков НПМ в условиях ВК:

- исходный небольшой осадок, образовавшийся на поверхности кварцевого резонатора (КР) чувствительного элемента (ЧЭ) датчиков в процессе хранения системы в обычных условиях, был удален в процессе откачки ВК и дегазации КА и оборудования, находящегося в ВК;

- во время ПРИ в ВК проводилось определение индивидуальных характеристик ЧЭ каждого датчика, занятого в проведении измерений. Для этого ЧЭ датчиков, находящиеся во время испытаний при отрицательных температурах  $T = -49$  °С, с помощью встроенных в датчики нагревателей были нагреты до положительных температур  $T = 17...28$  °С, затем нагреватели были отключены, и производилось охлаждение датчиков с закрытой заслонкой. С помощью данной процедуры удалось получить температурно-частотную характеристику для датчика, без осаждения массы;

- скорость изменения температуры кварцевого резонатора не должна превышать 1–2 град./мин [5]. Если это условие не выполняется, кварц работает в режиме теплового удара и надо учитывать влияние теплового удара на частоту. Если выполняется, считается, что частота зависит только от температуры и не зависит от скорости ее изменения;

- установка датчиков НПМ около охлаждаемых жидким теплоносителем стенок ВК позволила получить стабильные отрицательные температуры на измерительных головках, что позволило получать информацию о потоках масс в течение всего времени испытаний вне зависимости от изменения теплового режима объекта испытаний;

- несмотря на включение нагрева датчиков НПМ, наблюдались механические проблемы в работе заслонок датчиков. При низких температурах их работоспособность не удалось сохранить. Они «замерзли» в положении «от-

крыто» и не сработали во время процедуры определения температурно-частотной характеристики датчиков. В остальном измерительные головки датчиков НПМ работали без замечаний;

– так как в процессе проведения ПРИ тепловые режимы датчиков НПМ могут выходить за пределы рабочего диапазона температур ( $-50\dots+70$  °С), это следует учитывать при работе с системой и предпринимать меры по предотвращению чрезмерного охлаждения датчиков — использовать ЭВТИ, корректировать места установки датчиков, включать встроенные нагреватели датчиков. Данные меры позволят добиться более стабильной работы датчиков и повысят точность измерений.

В результате анализа данных по измерению потоков масс, полученных при проведении ПРИ, было установлено следующее:

Потоки масс, направленные от стенки вакуумной камеры на элементы КА составили  $\sim 20\text{--}25$  мг/м<sup>2</sup>. После проведения испытаний практически весь осадок испарился с поверхности ЧЭ датчика, на основании чего можно сделать вывод, что осаждались в основном летучие вещества и пары воды.

Потоки масс, направленные от КА на стенку ВК, составили  $\sim 5\text{--}7$  мг/м<sup>2</sup>. После испытаний практически весь осадок также испарился с поверхности ЧЭ, что говорит о том, что осаждались в основном пары воды и газы.

Таким образом, выделение элементами КА загрязняющих веществ в пространство вакуумной камеры и загрязняющее воздействие элементами ВК на элементы КА сохранившихся после проведения ПРИ (свыше допустимых норм) зафиксировано не было.

## Литература

- [1] Рыжов Ю.А. Внешняя атмосфера летательных аппаратов и ее взаимодействие с элементами конструкции. *Динамика разреженных газов и молекулярная газовая динамика: сб. научн. тр. МАИ*. Москва, МАИ, 1988, с. 3–27.
- [2] Иванов Н.Н., Добрица Д.Б., Ященко Б.Ю. Новый способ автоматизированного контроля запыленности внешней атмосферы космического аппарата при тепловакуумных испытаниях. *Вестник НПО им. С.А. Лавочкина*, 2019, № 3, с. 28–34.
- [3] Клишин А.Ф. Методы исследования параметров загрязнения оптических поверхностей объекта по результатам его ТВИ. *Труды XXXII академических чтений по космонавтике*. Москва, Комиссия РАН, 2008, с. 472–473.
- [4] Паршина Е.Б., Клишин А.Ф. Определение параметров собственной внешней атмосферы КА и его модулей при проведении ТВИ. *Труды XXXII академических чтений по Космонавтике*. Москва, Комиссия РАН, 2009, с. 492–493.
- [5] Андросова В.Г., Банков В.Н., Дикиджи А.Н. и др. *Справочник по кварцевым резонаторам*. Москва, Связь, 1978, 228 с.



УДК 629.783

## Предложения по мониторингу и предаварийному управлению аппаратурой автоматических космических аппаратов с использованием бортовых средств

Шаханов Александр Евгеньевич

shurila04@mail.ru

АО «НПО Лавочкина»

*С ростом числа эксплуатируемых автоматических КА, повышается необходимость обеспечения их автономного функционирования. Отечественные аппараты выполняют задачи на различных орбитах, при этом с учетом географического расположения используемых наземных станций, радиосвязь с рядом космических аппаратов возможна в короткие промежутки времени. В результате получение информации о состоянии КА занимает продолжительное время, увеличивая общее время необходимое для анализа и принятия решений. В связи с этим, актуальным является обеспечение мониторинга состояния аппаратуры КА с помощью бортовой автономной системы. В работе сформулированы предложения по созданию такой системы позволяющей выполнить анализ состояния аппаратуры КА и реализовать экстренное управление ей при соответствующей необходимости.*

**Ключевые слова:** бортовая аппаратура, мониторинг состояния, нештатные ситуации, телеметрическая информация

Бортовая аппаратура современных негерметичных космических аппаратов функционирует в жестких условиях космического пространства. Ограничения на массу конструкции КА зачастую не позволяют выполнить установку аппаратуры в герметичных отсеках и за массивными защитными экранами, а также не всегда позволяют обеспечить стабильный температурный режим в местах ее размещения. В результате при работе приборов и блоков возникают сбои и отказы, вызванные комплексным воздействием агрессивных внешних факторов. В случае нештатной работы электронных устройств, сокращение времени на выявление таких отклонений является актуальной задачей, поскольку повышает вероятность сохранения работоспособности прибора после принятых мер. Оперативное отключение (перезапуск, переключение на резервный полукомплект) неисправной аппаратуры, повышает надежность КА, препятствует распространению отказов и сбоев, а также сохраняет ресурсы приборов и систем, обеспечивающих функционирование бортовой аппаратуры.

В настоящий момент в большинстве случаев мониторинг бортовой аппаратуры КА проводится на Земле группой управления, с помощью анализа поступившей телеметрической информации. Малая длительность зон радиовидимости и ограниченное число используемых наземных станций (характерная ситуация, например для низкобюджетных проектов с малыми КА) приводят к задержке получения информации и увеличению общего времени для принятия управляющих решений. В этом случае выявление нештатного

функционирования бортовой аппаратуры занимает длительное время, что может привести к полной потере работоспособности аппаратуры, распространению отказа и т. д.

Учитывая вышеперечисленные особенности управления космической техникой, а также устойчивую тенденцию к увеличению количества КА, находящихся в эксплуатации [1, 2], актуальной является задача реализации отслеживания состояния приборов и систем бортовыми средствами. Представляется целесообразным реализовать мониторинг аппаратуры на борту КА в непрерывном режиме с возможностью использования его результатов незамедлительно.

В работах [2–4] предлагается использование на автоматических аппаратах аварийной системы «черный ящик» для передачи телеметрической информации с КА во время нештатных ситуаций. Поскольку в данную систему поступает телеметрическая информация с приборов, блоков, устройств, представляется целесообразным рассмотреть возможность ее анализа с использованием ресурсов упомянутой системы с целью оценки состояния бортовой аппаратуры. Используя результаты анализа, система «черный ящик» при соответствующей доработке может реализовывать управляющие воздействия для предотвращения развития критических состояний приборов, блоков, устройств. Наделяться полномочиями по «вмешательству» в работу бортовой аппаратуры система «черный ящик» может в определенные периоды времени, например когда КА длительное время функционирует автономно без связи с наземным сегментом.

Первоначально под «вмешательством» можно подразумевать отключение аппаратуры, находящейся в несвойственном для себя состоянии, предупреждая возможный ее отказ. Представляется целесообразным оценить возможность реализации данного подхода для контроля служебной и целевой (научной) аппаратуры. При этом, с помощью использования предлагаемой системы, может быть повышен уровень контроля средствами КА целевой (научной) аппаратуры, поскольку в сложившейся практике большее внимание со стороны БКУ уделяется приборам и блокам служебных систем обеспечивающих непосредственное функционирование КА. К примеру, для ряда научной аппаратуры с несложной тематической обработкой, в системе «черный ящик» помимо контроля телеметрических параметров может быть реализован анализ получаемых научных данных. В случае значительных отклонений получаемых измерений от расчетных (например, определенных по действующим моделям) такую аппаратуру целесообразно выключить для экономии ресурсов бортовых систем и анализа сложившейся ситуации.

Таким образом предлагаемая система «черный ящик» может заменять работу группы анализа во время отсутствия связи с КА и дополняя функционал бортового комплекса управления способствовать повышению надежности КА. При этом для решения этой задачи доступны только бортовые средства, ресурсы которых в сравнении с вычислительными возможностями наземного

сегмента значительно ограничены. Учитывая вышесказанное для реализации мониторинга в системе «черный ящик» необходима разработка новых методов позволяющих решить поставленную задачу с использованием существующих возможностей бортовых систем.

## Литература

- [1] Пантенков Д.Г., Гусаков Н.В., Ломакин А.А. Обзор современного состояния орбитальных группировок космических аппаратов дистанционного зондирования Земли и космических ретрансляторов. *Известия вузов. Электроника*, 2022, № 27 (1), с. 120–149.
- [2] Емельянов А.А., Малышев В.В., Смольянинов Ю.А., Старков А.В. Формализация задачи оперативного планирования целевого функционирования разнотипных космических аппаратов дистанционного зондирования Земли. *Труды МАИ*, 2017, № 96. URL: [https://mai.ru/upload/iblock/8cc/Emelyanov\\_Malyshev\\_Smolyaninov\\_Starkov\\_rus.pdf](https://mai.ru/upload/iblock/8cc/Emelyanov_Malyshev_Smolyaninov_Starkov_rus.pdf) (дата обращения 15.11.2023).
- [3] Шаханов А.Е., Мендеров А.В. К вопросу о создании бортовых систем сбора и передачи телеметрической информации с автоматических космических аппаратов при аварийных ситуациях. *XLVII Академические чтения по космонавтике, посвященные памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых — пионеров освоения космического пространства: сб. тез. в 4 т.* Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2023, т. 3, с. 294–295.
- [4] Шаханов А.Е. Система аварийной передачи информации с автоматических космических аппаратов. Предложение по реализации, возможному составу и основным характеристикам. *Вестник воздушно-космической обороны*, 2023, № 3 (39), с. 78–83.

УДК 629.783:537.622

## Контроль вероятности безотказной работы серийных космических аппаратов по результатам эксплуатации

Колобов Анатолий Юрьевич<sup>1</sup>praktik-2009@yandex.ru  
SPIN-код: 2286-8790Блинов Дмитрий Сергеевич<sup>2</sup>dmitriyblinov@mail.ru  
SPIN-код: 9220-3508Дикун Евгений Владимирович<sup>1</sup>dikunev@laspace.ru  
SPIN-код: 1215-0644<sup>1</sup> АО «НПО Лавочкина»<sup>2</sup> МГТУ им. Н.Э. Баумана

*Рассмотрены методики контроля вероятности безотказной работы серийных космических аппаратов по результатам эксплуатации. Проведено сравнение эффективности оценок, полученных методом максимального правдоподобия и методом несмещенных оценок в зависимости от заданного в техническом задании уровня надежности и объема выборки. Предложен метод оценки надежности серийных космических аппаратов с использованием в качестве предварительной информации проектных оценок надежности. Показана состоятельность, эффективность и достоверность предложенного метода по сравнению с традиционными методами оценок вероятности безотказной работы.*

**Ключевые слова:** контроль, космический аппарат, вероятность безотказной работы, надежность

**Введение.** Космической отрасли поставлена грандиозная задача: наладить производство одного спутника в день. Кроме технологических проблем возникает задача контроля и подтверждение заданных в техническом задании уровней безотказности космических аппаратов.

Контроль надежности космических аппаратов (КА) осуществляется на всех стадиях жизненного цикла КА. На этапах летных испытаний (ЛИ) и эксплуатации контроль показателей надежности производится расчетно-экспериментальными методами. При этом обязательно оценивается вероятность безотказной работы (ВБР) КА.

В настоящее время в технических заданиях (ТЗ) закладываются высокие требования к уровню ВБР. Для космических аппаратов (КА) — это 0,8–0,9 [1, 2] при сроках активного существования 5–10 лет.

Для малых выборок подтверждение таких уровней ВБР прямыми традиционными методами представляет невыполнимую задачу.

При проведении оценок надежности на этапах ЛИ и эксплуатации чаще всего используют метод максимального правдоподобия и метод несмещенных оценок. В работах [3, 4] рассмотрен метод расчетно-экспериментальной оценки ВБР изделий РКТ с использованием предварительной информации.

В качестве предварительной информации предложено использовать проектные оценки.

При сложившейся в отрасли практике, если причина неуспешного пуска (применения) изделия однозначно установлена и устранена, а также выработаны и внедрены мероприятия по неповторению отказа, то после 3–5 успешных применений изделия неуспешный пуск (применение) переводится в разряд «незачетных».

В соответствии с этим в данной работе рассматриваются только случаи безотказных зачетных испытаний.

**Расчетные соотношения.** При оценке ВБР серийных КА в рассматриваемую выборку включаются КА, как находящиеся в эксплуатации, так и уже выведенные из эксплуатации. Кроме того, для повышения точности оценок допускается использовать данные по аппаратам-аналогам. Так как рассматриваемые КА в выборке на момент проведения оценки ВБР имеют различные наработки, предлагается при оценках ВБР использовать эквивалентные количества КА:

$$n_* = \sum_i^N \frac{t_i}{T_i}$$

где  $N$  — количество КА, учитываемых при оценке;  $t_i$  — наработка  $i$ -го изделия;  $T_i$  — заданный САС  $i$ -го КА.

Оценка ВБР серийных КА методом максимального правдоподобия (ММП) для случая безотказных испытаний проводится по следующим формулам [5]

$$\hat{P} = 1 - \frac{1}{2(n+2)}, \quad \hat{\sigma}_{\hat{P}} = \frac{1}{2(n+2)} \sqrt{\frac{5n+7}{n+3}},$$

методом несмещенных оценок (МНО) — по формулам [6]

$$\hat{P} = \frac{n+1}{n+2}, \quad \sigma_{\hat{P}}^2 = \frac{(n+1)}{(n+2)^2(n+3)}.$$

**Сравнение результатов, полученных традиционными методами.** Эффективность методов максимального правдоподобия и несмещенных оценок зависит от уровня ВБР, установленного ТЗ на КА.

При заданном уровне ВБР 0,8 оба метода уже при эквивалентном количестве КА  $n_* = 5$  позволяют подтвердить заданный уровень ВБР. Для подтверждения уровня ВБР 0,9 методом несмещенных оценок требуется не менее 10 успешных испытаний. При этом ММП дает значительно более высокие оценки по сравнению с МНО (0,9285 и 0,8571 соответственно). А при  $n_* > 60$  оценки ВБР КА начинают превышать 0,99, что уменьшает доверие к оценкам.

Для малых выборок метод максимального правдоподобия дает оценки ВБР заметно выше, чем метод несмещенных оценок. При достаточно больших выборках (более 60) результаты оценок ММП и МНО практически совпадают.

**Оценка ВБР КА с учетом предварительной информации.** Оценки ВБР КА и ее среднеквадратического отклонения с использованием предварительной информации проводятся по формулам

$$\begin{aligned}\hat{P} &= \hat{P}_0 + K_0 K_b |\hat{P}_1 - \hat{P}_0|; \\ \sigma_{\hat{P}}^2 &= (K_0 K_b)^2 \sigma_{\hat{P}_1}^2 + (1 - K_0 K_b)^2 \sigma_{\hat{P}_0}^2; \\ K_0 &= 1 - \Phi(Z); \\ K_b &= \frac{\sigma_{\hat{P}_0}^2}{\sigma_{\hat{P}_1}^2 + \sigma_{\hat{P}_0}^2}.\end{aligned}$$

Корректность объединения данных оценивается по  $Z$ -критерию Фишера:

$$Z = \frac{|\hat{P}_1 - \hat{P}_0|}{\sqrt{\sigma_{\hat{P}_1}^2 + \sigma_{\hat{P}_0}^2}} \leq 1,6,$$

где  $\hat{P}_1$  и  $\sigma_{\hat{P}_1}^2$  — значения ВБР и дисперсии ВБР по результатам оценки на рассматриваемом этапе без учета предварительной информации;  $\hat{P}_0$  и  $\sigma_{\hat{P}_0}^2$  — значения ВБР и дисперсии ВБР с учетом только предварительной информации.

В качестве предварительной информации предлагается использовать проектные оценки ВБР КА.

Существующие методики проектных оценок ВБР не позволяют оценить дисперсию этих оценок.

При использовании проектных оценок ВБР в качестве предварительной информации принимаем гипотезу, что проектные оценки ВБР КА однородны с экспериментальными оценками по результатам ЛИ и эксплуатации.

Тогда проектное значение дисперсии ВБР можно получить, подставляя в формулу для оценки дисперсии эквивалентное количество пусков (применений), определяемое по следующей формуле [4]:

$$n^* = \frac{1}{2(1 - \hat{P}_0)} - 2.$$

Для определенности принимаем, что уровень проектных оценок ВБР КА совпадает с требованиями ТЗ.

В этом случае расчеты показывают, что при требованиях ТЗ к ВБР на уровне 0,8 оценки ВБР методом с использованием предварительной информации составляют 0,827...0,8342, а при требованиях на уровне 0,9 — 0,9057...0,9242.

Таким образом оценки с использованием в качестве предварительной информации проектных оценок позволяют подтвердить требования ТЗ, приводя к получению завышенных оценок, как в случае с использованием методов максимального правдоподобия и несмещенных оценок.

**Заключение.** Использование при оценках ВБР серийных КА в качестве предварительной информации проектных оценок позволяет получить более состоятельные несмещенные и эффективные оценки по сравнению с методом максимального правдоподобия и методом несмещенных оценок даже на начальных этапах эксплуатации КА.

### Литература

- [1] Клименко Н.Н. Смена парадигмы: создание и применение псевдокосмических аппаратов как составная часть «новой космической революции» и «новой беспилотной революции». *Вестник НПО им. С.А. Лавочкина*, 2023, № 3, с. 3–18.
- [2] Матвеев Ю.А. Прогнозирование безопасности КА при разработке. Системный подход. *Вестник НПО им. С.А. Лавочкина*, 2022, № 4, с. 51–59.
- [3] Колобов А.Ю. Методика оценки ВБР разгонных блоков по результатам эксплуатации с использованием предварительной информации. *Вестник НПО им. С.А. Лавочкина*, 2023, № 4.
- [4] Колобов А.Ю., Блинов Д.С., Дикун Е.В. Определение надежности средств выведения с использованием априорной информации. *Вестник НПО им. С.А. Лавочкина*, 2019, № 4, с. 52–55.
- [5] Волков Л.И., Шишкевич А.М. *Надежность летательных аппаратов*. Москва, Высш. школа, 1975, 296 с.
- [6] Сухорученков Б.И. *Анализ малой выборки. Прикладные статистические методы*. Москва, Вузовская книга, 2010, 384 с.

УДК 621.833.3

## Особенность силового расчета роликовинтовых механизмов изделий аэрокосмической техники

Блинов Дмитрий Сергеевич<sup>1</sup>dmitriyblinov@mail.ru  
SPIN-код: 9220-3508Дикун Евгений Владимирович<sup>2</sup>

dikunev@laspace.ru

Колобов Анатолий Юрьевич<sup>2</sup>

praktik-2009@yandex.ru

Цветков Дмитрий Игоревич<sup>1</sup>

spasibo1567@gmail.com

<sup>1</sup> МГТУ им. Н.Э. Баумана<sup>2</sup> АО «НПО Лавочкина»

*К изделиям аэрокосмической техники предъявляются требования по низкой массе, высокой нагрузочной способности и надежности, максимально возможному КПД и другие. В состав этой техники входят линейные приводы с различными исполнительными механизмами, среди которых в настоящее время самими перспективными являются роликовинтовые механизмы различных исполнений. Для их проектирования необходимы достоверные расчеты. В работе рассмотрена новая особенность силового нагружения деталей этих механизмов. Она заключается в расстоянии от торца ролика вдоль его оси до первого работающего витка. При изменении указанного расстояния скачкообразно меняются количество работающих витков ролика и силы на всех его работающих витках, в том числе и наибольшая сила, используемая в расчетах. Учет этой особенности позволит получить более достоверные результаты силового анализа и результаты дальнейших расчетов.*

**Ключевые слова:** роликовинтовой механизм, винт, ролик, гайка, шаг резьбы, сила

**Введение.** В самых различных машинах широко используются механические передачи, которые передают энергию от двигателя к исполнительному механизму, чаще всего с изменением кинематических и силовых параметров, и нередко с преобразованием одного вида движения в другой [1]. Обычно преобразовывается вращательное движение от двигателя в поступательное движение исполнительного механизма. Среди этих передач доминируют винтовые механизмы, которые в соответствии с тенденциями развития машиностроения модернизировались и совершенствовались, а также разрабатывались принципиально новые конструкции. На сегодняшний день наиболее перспективными являются роликовинтовые механизмы (РВМ), которые имеют целый ряд разнообразных конструктивных исполнений [2].

Наиболее распространенной конструкцией РВМ являются планетарные роликовинтовые механизмы (ПРВМ) с осевым люфтом [2]. В России в рамках курса на импортозамещение разработан безгаечный роликовинтовой механизм (БРВМ) [3]. Обе конструкции этих механизмов выбраны в качестве объектов исследования.



**Объекты исследований и их особенности.** ПРВМ с осевым люфтом состоит из многозаходного винта, являющегося базовой деталью механизма, гайки с многозаходной резьбой (количество заходов резьбы винта и гайки одинаковое), расположенных между винтом и гайкой роликов с однозаходной резьбой и шейками на торцах, двух сепараторов, отверстия которых входят с зазоров в шейки роликов, закрепленными в гайке двух колец с внутренними зубчатыми венцами, уплотнений, опорных устройств, направляющей и других деталей и узлов [2, 3]. На концах каждого ролика прямо по резьбе нарезаны наружные зубчатые венцы, которые зацепляются с внутренними зубчатыми венцами втулок. Эти зацепления стабилизируют движение роликов при работе механизма.

На резьбовых деталях (винте, роликах и гайке) выполнена специальная резьба с углом профиля  $\alpha = 90^\circ$  [2, 3], позволяющая взаимодействовать без нагрузки сопрягаемым виткам ролика и винта, а также ролика и гайки в точках, расположенной на средних диаметрах резьбы ролика и соответственно винта и гайки. Эти диаметры являются номинальными для РВМ. При этом число роликов бывает от 7 до 14 в зависимости от количества заходов винта, количество витков ролика, взаимодействующее на одной образующей с витками винта, составляет несколько десятков, что равно количеству витков ролика, взаимодействующее на противоположной образующей с витками гайки. ПРВМ является пространственным многопоточным механизмом (число его потоков равно количеству роликов) с многочисленными избыточными связями, количество которых измеряется сотнями. Эти особенности делают силовой анализ ПРВМ очень сложным, а по результатам этого анализа выполняются другие расчеты. Если учитывать еще погрешности изготовления резьбовых деталей ПРВМ (доминирующей погрешностью является отклонение реального шага резьбы от номинального), то это дополнительно усложнит силовой анализ.

Еще одной особенностью силового нагружения ролика ПРВМ является возникновение опрокидывающего момента от действия на него осевых сил со стороны винта и со стороны гайки. Для уравнивания этого момента происходит перераспределение рабочей осевой силы, действующей на ролик, между его витками по двум образующим, по одной из которых ролик взаимодействует с винтом, а по другой — с гайкой [4].

При изготовлении ПРВМ самой сложной деталью является гайка, поэтому БРВМ был разработан для того, чтобы исключить гайку из состава механизма. В ПРВМ гайка выполняет две основные функции: она воспринимает нагрузку с роликов и передает ее на корпус; она удерживает ролики от радиального перемещения от оси винта. В БРВМ нагрузка передается с роликов на корпус через шары, для чего на торцах роликов и на внутренних торцах крышек корпуса выполнены сферические гнезда, в которые устанавливаются шары [3]. Все ролики в БРВМ имеют у краев кольцевые пазы, выполненные в резьбовой поверхности. В эти пазы у одного края всех роликов устанавли-

ваются жесткое кольцо, а у другого края другое жесткое кольцо. Эти кольца, обкатываясь по пазам роликов, удерживают их от радиального перемещения [3]. Силовой анализ БРВМ отличается от силового анализа ПРВМ, но также сложный, и на каждый ролик действует опрокидывающий момент.

**Новая особенность силового нагружения РВМ.** При анализе результатов силового расчета БРВМ с учетом опрокидывающего момента была выявлена новая особенность силового нагружения этого механизма. Ранее в расчетной модели ролика механизма первый его работающий виток полностью располагался у торца ролика, считая что его расстояние от торца практически не влияет на результаты силового расчета БРВМ. Однако расчетами было доказано, что при изменении указанного расстояния количество работающих витков ролика может скачкообразно измениться, и изменяются силы на всех работающих витках и плечи этих сил, а эти параметры дают момент, который уравнивает неизменный опрокидывающий момент.

Аналогичные расчеты были выполнены и для ПРВМ, они показали и для этих механизмов проявляется новая особенность силового нагружения.

**Обзор методов расчетов РВМ по определению неравномерности нагружения деталей этих механизмов.** Эти методы расчетов сводятся к раскрытию статической неопределимости РВМ. В работе [2] для этого разработана модель, которая описывается системой нелинейных уравнений (32 или 36 уравнений) с использованием условий равновесия и решается итерационными методами, а также используется метод «Монте-Карло». Однако конкретные результаты расчетов не приводятся.

В работе [5] авторы специально для ПРВМ разработали специальную методику, основанную на оригинальном подходе к поиску неравномерности распределения нагрузки между сопрягаемыми витками деталей механизма, но полученные результаты не выглядят достоверными.

Наиболее достоверные результаты по определению неравномерности нагружения деталей ПРВМ представлены в работе [4], в которой используется специально разработанный числовой метод и для его реализации программа для ЭВМ. Но этот метод не учитывает новую особенность нагружения РВМ.

**Цель исследования.** В работе [6] обосновано использование РВМ в изделиях аэрокосмической отрасли. Для повышения достоверности расчетов этих механизмов необходимо, чтобы расчетная модель была максимально приближена к реальной работе и нагружению РВМ и ее деталей.

Отсюда при определении неравномерности нагружения деталей РВМ необходимо учитывать новую особенность их нагружения. При этом числовой метод и программу для ЭВМ, описанные в работе [4], надо модернизировать с учетом указанной новой особенности нагружения РВМ.

**Разработка модернизированного численного метода определения неравномерности распределения нагрузки между витками ролика и полученные результаты.** В разработанном ранее численном методе расстояние

от торца ролика до точки приложения силы на первом витке было постоянным, а в модернизированном методе оно меняется. При этом производится автоматическая разбивка резьбовых (ого) участков (а) ролика на работающие витки, количество которых стало переменным, определяются плечи сил, а затем с помощью модернизированного метода по переработанной программе для ЭВМ определяются силы на витках. Затем определяется коэффициент неравномерности распределения нагрузки  $K_n$ , который является оценкой этого явления.

Если сравнить  $K_n$  для ПРВМ и для БРВМ, то для безгаечных механизмов при прочих равных условиях он будет меньше, что объясняется меньшим значением опрокидывающего момента в БРВМ.

Разброс значений  $K_n$  для БРВМ ( $K_n$  от 1,039 до 1,185) в зависимости от положения его первого витка будет больше, чем для ПРВМ, так как ролик БРВМ имеет три резьбовых участка [3], при этом количество работающих витков на каждом участке равно его длине деленной на шаг резьбы. И если эти величины не кратны, то неравномерность получается большей.

**Заключение.** Силовой анализ с учетом всех особенностей нагружения РВМ является определяющим для его обоснованного проектирования.

## Литература

- [1] Андриенко Л.А. и др. *Детали машин*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2014, 465 с.
- [2] Козырев В.В. Конструкции, теория и методики проектирования и исследования планетарных передач винт-гайка с резьбовыми роликами и мехатронных модулей на их базе. Владимир, Владим. гос. ун-та, 2011, 238 с.
- [3] Блинов Д.С., Морозов М.И. Перспективные конструкции планетарных роликвинтовых механизмов. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2013, № 3, с. 62–72.
- [4] Blinov D.S., Kolobov A.Yu., Dikun E.V. On unevenness of load distribution between mating thread ridges of parts of roller screw gears. *AIP Conference Proceedings*, 2012, vol. 2318, 140002. <https://doi.org/10.1063/5.0038045>
- [5] Жданов А.В., Степенькин А.В., Шаламберидзе А.З. Теоретические исследования распределения нагрузки по виткам резьбы роликвинтовых механизмов. *Научно-технический вестник Поволжья*, 2011, № 2, с. 87–90.
- [6] Blinov D.S., Kolobov A.Yu., Dikun E.V. Prospects of using electromechanical actuators based on roller screw mechanisms in aerospace hardware. *AIP Conference Proceedings*, 2019, vol. 2171, art. 030001. <https://doi.org/10.1063/1.5133167>

УДК 629.78

## Оценка метеорной опасности в межпланетных экспедициях

Гордиенко Евгений Сергеевич

GordienkoES@laspace.ru

SPIN-код: 7908-1736

Добрица Дмитрий Борисович

dbord@yandex.ru

SPIN-код: 4802-1841

Симонов Александр Владимирович

devarao@yandex.ru

SPIN-код: 1955-8562

АО «НПО Лавочкина»

*В работе рассмотрены вопросы применения моделей пространственного распределения метеорного вещества для расчета стойкости элементов конструкции космического аппарата при межпланетных перелетах. Для типового межпланетного полета к одной из планет земной группы представлен пример расчета ожидаемого числа столкновений с метеорными телами для граней условного куба, ориентированного относительно подвижной, связанной с космическим аппаратом системы координат. Расчет выполнен на основе отечественной модели метеорной среды, дана оценка средней скорости столкновений. Приведен пример расчета вероятности непробоя метеорными телами граней куба, как конструкции с одиночной и двойной стенкой, с использованием баллистических предельных зависимостей.*

**Ключевые слова:** космический аппарат, баллистическое уравнение, вероятность непробоя, метеорное тело

Столкновения с метеорными телами в процессе межпланетного перелета, в зависимости от размеров, скорости и плотности частиц, способны вызвать различные повреждения критичных элементов конструкции и систем космического аппарата, а также эрозию поверхностей солнечных батарей, оптических приборов и других внешних элементов и устройств. При известной площади, ориентации и толщине стенки критичных элементов конструкции в составе КА для предотвращения нежелательных последствий метеорных воздействий следует провести расчет вероятности непробоя и определить необходимость установки противометеорной защиты.

Метеорная среда характеризуется плотностью потока частиц массой  $m \geq m_0$  на единичную площадь. Количество соударений частиц с поверхностью КА суммируется по соударениям спорадических метеорных тел и метеорных тел, принадлежащих метеорным потокам. Потоки спорадических метеорных тел разнонаправлены и в различных моделях метеорной среды либо считаются изотропными, либо могут быть заданы в виде конкретного пространственного распределения, в то время как потоки метеорных тел, принадлежащих сезонным метеорным потокам, воздействуют на КА в определенный период времени с направления, заданного координатами радианта. Непосредственную опасность для полетов КА представляют метеорные тела массой более  $10^{-6}$  г.

В докладе приведены результаты расчета потока метеорных тел на сферу с площадью центрального сечения  $1 \text{ м}^2$ , а также расчета вероятности непробоя стенок куба стороной  $1 \text{ м}$ , ориентированных относительно подвижной связанной с КА системы координат, в течение полета к одной из планет земной группы. В качестве таковой выбрана Венера. В таком случае возможность перелета с минимальной суммарной характеристической скоростью имеет циклический характер и возникает каждые восемь лет в периоды великих противостояний планет. При некотором увеличении запаса характеристической скорости по сравнению с минимально необходимым такие окна появляются каждые  $\sim 1,7$  года [1]. В качестве исходных данных для проведения расчета выполнен посуточный расчет координат  $(x, y, z)$  и компонент вектора скорости  $(v_x, v_y, v_z)$  межпланетного КА в эклиптической гелиоцентрической системе координат для оптимальной траектории перелета Земля — Венера с длительностью перелета до 6 месяцев.

Расчет проведен на основе модели ГОСТ 25645.128–85, в которой распределение метеорных тел в пространстве и по скорости задается с помощью таблиц. Использовалось распределение гелиоцентрических скоростей спорадических метеорных тел и двумерное распределение плотности их радиантов в гелиоцентрической системе координат.

Риск повреждения КА зависит от интенсивности потоков высокоскоростных частиц и физических свойств элементов конструкции, подвергающихся их воздействию. Для определения вероятности непробоя определяется плотность потока пробивающих частиц  $N_{кр}$  на основе баллистических предельных уравнений (БПУ), определяющих критический диаметр частицы, наносящей ущерб конструкции КА. Для расчета конструкции с одной стенкой использовалось уравнение [2]

$$d_{кр} = 0,244 \left( \frac{\rho_{ст}}{\rho_ч} \right)^{2/3} \frac{a^{2/3} l_{ст}}{(v \cos \varphi)^{2/3}},$$

где  $d_{кр}$  (см) — критический диаметр пробивающей частицы (при предположении, что повреждение наступает при толщине преграды  $l_{ст} = 1,8h$ , где  $h$  — глубина кратера);  $\rho_{ст}$ ,  $\rho_ч$  ( $\text{г/см}^3$ ) — плотность материала стенки и частицы;  $a$  (км/с) — скорость звука в материале стенки;  $l_{ст}$  (см) — толщина стенки;  $v$  (км/с) — скорость соударения;  $\varphi$  — угол соударения.

Данное уравнение не включает константы, содержащие механические свойства материалов, которые не могут повлиять на глубину кратера при соударении со средней скоростью около  $20 \text{ км/с}$ , поскольку давление, возникающее при таком ударе, на порядки превосходит прочностные свойства любых материалов.

Для расчета конструкции с двойной стенкой использовалось уравнение «Кристиансен и Керр» [3].

Число пробоев конструкции определяется как  $\bar{N} = N_{\text{кр}} S_{\text{эл}} \tau$ , где  $S_{\text{эл}}$  — площадь рассматриваемого критичного элемента;  $\tau$  — время его нахождения в космическом пространстве. Если рассматривать пробивающий поток как реализацию пуассоновского процесса, то вероятность непобоя конструкции рассчитывается по формуле  $P_0 = e^{-\bar{N}}$  [4].

Рассмотрены результаты расчета вероятности непобоя в течение полета КА к Венере стенок ориентированного куба стороной 1 м. В первом варианте материал стенки АМгб толщиной 1,5 мм. Во втором варианте к каждой стенке добавлена внешняя (экранирующая) стенка из АМгб толщиной 0,5 мм, на расстоянии 50 мм от первой.

В работе проведена оценка метеорной опасности для межпланетного перелета на примере полета к Венере на основе модели пространственного распределения метеорного вещества. Определена вероятность непобоя для конструкций с одной и двумя стенками с использованием баллистических предельных уравнений и пуассоновской статистики. Прямая оценка метеорной опасности на основе доступного стандарта распределения метеорных тел может быть взята за основу при проектировании межпланетных экспедиций, для ее уточнения необходимо учитывать возможное увеличение пространственной плотности распределения метеорных тел в виде локальных скоплений, которые возможны на трассе перелета и на орбите планеты.

## Литература

- [1] Голубев Ю.Ф. и др. Баллистическое проектирование полетов к Венере в эпоху 2021–2028 гг. Окна старта. *Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша*, 2018, № 75, 32 с. <https://doi.org/10.20948/prepr-2018-75>
- [2] Солодов А.В., ред. *Инженерный справочник по космической технике*. Москва, Воениздат, 1977, 430 с.
- [3] Christiansen E.L., Kerr J.H. Ballistic Limit Equations for Spacecraft Shielding. *Int. J. Impact Engineering*, 2001, vol. 26, pp. 93–104.
- [4] Корн Г., Корн Т. *Справочник по математике для научных работников и инженеров*. Москва, Наука. Главная редакция физико-математической литературы, 1984, 831 с.

УДК 520

## Требования к системе обнаружения дневных астероидов (СОДА) в проекте «Млечный путь»

Шугаров Андрей Сергеевич

shugarov@inasan.ru

SPIN-код: 6834-4977

Шустов Борис Михайлович

shustov@inasan.ru

SPIN-код: 3892-6670

Институт астрономии РАН

*В России разрабатывается проект «Млечный путь» системы обеспечения безопасности космической деятельности, в рамках которого предлагается создать КА для обнаружения метровых и декаметровых астероидов, приходящих со стороны Солнца. КА будет размещен в точке L1 Солнце – Земля, полезная нагрузка – широкоугольные телескопы апертурой 30 см. Обнаружение будет осуществляться барьерным методом, опасные объекты будут сопровождаться индивидуально.*

**Ключевые слова:** беспилотный космический аппарат, космический телескоп, наземная обработка, макет, космический аппарат, астероидная угроза

Современная трактовка противодействия угрозе астероидно-кометной опасности включает задачу обнаружения не только крупных (более 100 м в диаметре), но и относительно мелких декаметровых и метровых тел [1]. Темп столкновений с Землей тел размером 1 м составляет 1 событие в месяц, для 5 м тел — раз в год, для 10 м — раз в 10-15 лет. Последнее широко известное событие — падение в 2013 г. челябинского астероида размером около 18 м, в результате которого пострадали более 1600 человек. Челябинское тело не было и не могло быть обнаружено никакими действующими системами массового обнаружения астероидов, поскольку оно пришло со стороны дневного неба.

Задача обнаружения декаметровых и метровых тел имеет как научный, так и практический смысл. Научный заключается в исследовании динамической эволюции населения малых небесных тел (МНТ) Солнечной системы. Практическая цель обнаружения — оценка степени риска вероятного столкновения с Землей и космическими аппаратами.

Хотя тела метрового и декаметрового размеров не несут глобальной угрозы для человечества, они являются непрерывным источником опасности как для Земли, так и для космической деятельности. Конечно, столкновения астероидов с космическими аппаратами крайне маловероятны. Однако, зачастую, такие МНТ — результат взаимного столкновения более крупных астероидов и они могут иметь «хвост» из мелких ненаблюдаемых обломков, т. к. при столкновениях всегда образуется многочисленный рой мелких фрагментов (метеороидов). При прохождении такого МНТ «с хвостом» в околоземном космическом пространстве (ОКП) может заметно возрасти вероятность повреждения космических аппаратов из-за столкновения с метеороидами.



В ближней к Земле зоне (несколько млн. км) примерно половина всех МНТ сближается с Землей из области пространства внутри орбиты Земли, т. е. для земного наблюдателя она находится на солнечной (дневной) небесной полусфере [2]. Такие тела, в зависимости от углового расстояния до Солнца, либо трудно наблюдаемы с помощью наземных телескопов из-за неоптимального фазового угла и необходимости проводить наблюдения на рассвете или закате вблизи горизонта, либо вовсе не могут наблюдаться наземными телескопами. Здесь необходимы средства космического базирования.

В рамках программы «Млечный путь» предлагается создать две системы обнаружения МНТ — наземную и космическую, и разделить зоны ответственности между ними. Космический сегмент будет отвечать за обнаружение метровых и декаметровых тел, летящих со стороны Солнца (дневные астероиды). Наземный сегмент будет отвечать за обнаружение МНТ на ночном небе с помощью глобальной распределенной сети широкоугольных телескопов с апертурой 1 м.

В результате проработки проектного облика космической системы СОДА (Система Обнаружения Дневных Астероидов) было предложено разместить КА в окрестности точки либрации L1 системы Солнце – Земля на расстоянии около 1,5 млн км от Земли [3, 4]. Благодаря удачному расположению точки L1, наблюдения МНТ будут проводиться «в хвост», т. е. при оптимальном фазовом угле и относительно небольшом расстоянии между телескопом и наблюдаемым объектом (0,5–2 млн км). При данных условиях задача массового обнаружения декаметровых МНТ может быть решена даже с помощью относительно небольших телескопов оптического диапазона апертурой 30 см.

Полезная нагрузка СОДА состоит из трех широкоугольных телескопов с системой быстрого перенаведения с помощью преапертурного плоского зеркала. Обнаружение МНТ будет осуществляться барьерным методом. Основное преимущество барьерного метода — существенное сокращение необходимой площади обзора, что позволяет использовать небольшое количество телескопов с умеренным полем зрения (около 3°) и умеренными по размеру детекторами.

Особо опасные объекты будут дополнительно наблюдаться в режиме сопровождения цели для определения траектории их прохода через область околоземной орбитальной группировки, для столкновительных тел будут определены координаты вхождения в атмосферу Земли. Для улучшения точности определения орбиты особо опасного тела при подлете к Земле могут быть использованы наземные радио радары или другие телескопы.

Наличие на борту КА нескольких телескопов с системой быстрого перенацеливания позволит комплексу научной аппаратуры одновременно решать как задачу непрерывного обнаружения объектов в барьерном режиме, так и при необходимости проводить сопровождение до нескольких десятков объектов в сутки с целью максимально точного определения их орбиты и оценки



физических характеристик. Наличие нескольких относительно независимых телескопов на борту обеспечит высокую степень резервирования и надежности комплекса научной аппаратуры.

Для проекта СОДА предложена оптическая схема широкоугольного телескопа с апертурой 30 см с полем зрения  $3.75^\circ$  и преапертурным поворотным зеркалом, обеспечивающим область наведения  $50^\circ \times 120^\circ$  [5]. Телескоп способен каждые несколько минут осматривать конусный барьер вокруг Земли с прониканием до  $17^m$  при коротких экспозициях и с прониканием до  $18^m$  при удлиненных экспозициях. При разработке преапертурного зеркала перенацеливания телескопа предполагается использовать опыт проектирования сканирующего устройства МСУ-ГС (КА серии Электро-Л). В качестве детектора предлагается использовать КМОП фирмы GPIXEL формата 4к или 6к.

В качестве космической платформы будет использована платформа «Навигатор», для которой имеется успешный опыт эксплуатации в точке L2 в проекте Спектр-РГ. Использование крупной платформы позволит разместить дополнительную полезную нагрузку для изучения Солнца, солнечно-земных связей и космической погоды. Данные темы также являются частью программы «Млечный путь».

По оценкам ИНАСАН, за 5 лет СОДА обнаружит до ~20000 сближающихся с Землей тел размером 5-10 м. За срок активного существования КА (до 10 лет) будет обнаружено по крайней мере несколько тел на столкновительных орбитах. Количество прохождений обнаруженных МНТ через область ГСО оценивается в десятки событий в год. Полнота обнаружения 10 м тел, летящих со стороны Солнца по направлению к Земле, составит 80 %.

Для МНТ на столкновительных орбитах система СОДА гарантирует выдачу предупреждения с указанием точки входа астероида в атмосферу Земли с точностью 10-200 км не позднее чем за 4 часа до столкновения, при этом для большинства тел, двигающихся с умеренной скоростью, это время составит около 10 ч. Для действий по уменьшению ущерба, таких как эвакуация населения, этого недостаточно, но на самом деле в ближайшие десятилетия для большинства событий столкновения астероидов размером 5–20 м с Землей эвакуация не нужна и даже может быть вредна. Поспешная эвакуация может привести к большим потерям, чем при отсутствии эвакуации, но с применением мер гражданской обороны.

Обеспечиваемое проектом СОДА время упреждения 4–10 часов достаточно для:

- приведения всех служб в состояние полной готовности;
- перевода объектов инфраструктуры в более безопасный режим;
- досрочного завершения и отмены массовых мероприятий;
- оповещения населения о необходимости соблюдения определенных мер гражданской обороны, если такое оповещение будет признано целесообразным.

Благодаря высокой полноте обнаружения тел, летящих со стороны Солнца, проект СОДА обеспечит в ближайшие десятилетия практически доста-

точное информирование о сближениях с дневными астероидами, представляющими реальную угрозу, а скоординированная работа всех ведомств обеспечит существенное снижение тяжести последствий от столкновения астероида с Землей.

Проект СОДА обеспечит для РФ эксклюзивный доступ (в настоящее время нет действующих аналогов) к очень существенной доле (до 50 %) информации об опасных астероидах, которые столкнутся с Землей или пролетят в непосредственной близости от Земли в ближайшие десятилетия.

В докладе представлены основные требования к научной аппаратуре обнаружения МНТ и космическому аппарату в точке L1 системы «Млечный путь».

### Литература

- [1] Пучков В.А. *Астероидно-кометная опасность: стратегия противодействия*. Москва, ФГБУ ВНИИ ГОЧС (ФЦ), 2015, 272 с.
- [2] Шустов Б. М., Шугаров А. С., Нароенков С. А., Прохоров М. Е. Астрономические аспекты космических угроз: новые задачи и подходы к проблеме астероидно-кометной опасности после челябинского события 15 февраля 2013 г. *Астрономический журнал*, 2015, т. 92, № 10, с. 867–882.
- [3] Шугаров А.С., Шустов Б.М., Нароенков С.А., Зверева М.А. Космическая система обнаружения опасных небесных тел, приближающихся к земле с дневного неба («СОДА»). *Космические исследования*, 2018, т. 56, № 4, с. 300–310.
- [4] Shugarov A., Shustov B., Naroenkov S. System of observation of day-time asteroids (SODA). *Open Astronomy*, 2018, vol. 27, no. 1, pp. 132–138.
- [5] Шугаров А.С., Шмагин В.Е., Бушлаева А.И., Шустов Б.М. Оптический телескоп с полем зрения 3.75о с преапертурным поворотным зеркалом с областью наведения 50оx120о для космической системы обнаружения декаметровых астероидов (проект СОДА). *Научные труды Института Астрономии РАН*, 2021, т. 6, № 2, с. 60–67.

УДК 629.7

## **К вопросу создания долговременных каналов в подповерхностных слоях грунтов небесных тел для их научных исследований. «Научное метро» в грунтах небесных тел**

Чалов Сергей Александрович  
Леун Евгений Владимирович

chalovs@mail.ru  
leunev@laspace.ru  
SPIN code: 6060-8056

АО «НПО Лавочкина»

*Обсуждаются вопросы создания и использования долговременных каналов (тоннелей) в подповерхностных слоях грунта небесных тел для проведения их контактных исследований. Используя его можно обеспечить долговременное автономное функционирование малых планетарных исследовательских станций, осуществляя операции научных исследований, транспортировку / перемещение, вырабатывание термоэлектричества за счет разницы температур и/или их колебаний между поверхностью и подповерхностными слоями, защиты от внешнего негативного космического воздействия, долговременное складирование и хранение и др.*

**Ключевые слова:** термоэлектрический генератор, небесные тела, космические исследования, подповерхностные слои грунта, контактное исследование грунта, термоЭДС

Контактное изучение грунта исследуемых небесных тел (ИНТ) является очень важной составляющей космических исследований. Их ценная часть относится к исследованию подповерхностных слоев небесных тел, неподверженных внешнему космическому воздействию, информация о них содержит ключ к пониманию структуры, состава и эволюции необходимой для понимания происхождения, и развития Солнечной системы.

Одна из задач обеспечения долговременных, многоразовых и многофункциональных научных исследований может быть связана с использованием малых планетарных исследовательских станций (МПИС), доставляемых пеллетраторами [1–3]. Для исследования грунтов разрабатываются грунтозаборные устройства различных конструкций [4, 5], глубинно-каротажные зонды [6] и другие устройства. Объединение этих задач для долговременного изучения подповерхностных слоев ИНТ связано с созданием сети каналов (тоннелей) с возможностями выполнения операций перемещения, транспортирования и т. п. Такими операциями могут быть: забор образцов грунта с необходимой глубины для доставки на Землю либо анализа в автономной исследовательской станции расположенной на поверхности, изучение сейсмической активности, георадарное зондирование подповерхностных слоев и другие методы (способы) исследований, позволяющие получить более полную картину о строении и структуре небесных тел. Конструктивно сеть таких

каналов аналогична «тоннелям метро» в уменьшенном виде (в миниатюре) для проведения научных исследований.

Важной технологической задачей обеспечения долговременности этих каналов является укрепление и фиксация их внутренних сводов жестким (или полужестким) каркасом для предотвращения осыпаний или смещений грунта. Такой каркас должен иметь анизотропию жесткости: быть гибким в продольном направлении и жестким в поперечном, например, в виде гибкой удлиняемой трубки, как вариант, телескопической, одной или несколькими удлиняемыми пружинами, находящимися одна в другой (подобно раздвижному экрану у радиочастотных кабелей), или трубки из надувных отверждаемых элементов конструкций [7].

В зависимости от научных задач помимо обеспечения поперечной жесткости к такому каркасу могут предъявляться требования управляемого прямого непосредственного доступа к грунту с формированием одного или нескольких открывающихся окон.

Снабжение электроэнергией возможно за счет использования термоЭДС, вырабатываемой от естественных перепадов и/или колебаний температуры между поверхностными и подповерхностными слоями грунта ИНТ. Как правило, для решения подобных задач используется термоэлектрический генератор (ТЭГ) [8] и тепловая труба [9].

Применение исследовательских каналов (тоннелей), также может использоваться для обеспечения защиты при проведении научных исследований от различных негативных воздействующих факторов космического пространства на небесных телах в виде радиации, метеорных потоков и др.

В докладе обсуждаются варианты создания такого «научного метро», возможные конструктивные и другие особенности при реализации научных задач.

## Литература

- [1] Леун Е.В., Поляков А.А., Чалов С.А. Основы концепции малых планетарных исследовательских станций на основе инерционных пенетраторов. *XLVII Академические чтения по космонавтике, посвященные памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых — пионеров освоения космического пространства: сб. тез. В 4 т.* Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2023, т. 3, с. 284–286.
- [2] Леун Е.В., Нестерин И.М., Пичхадзе К.М., Поляков А.А., Сысоев В.К. Обзор схем пенетраторов для контактных исследований космических объектов. *Космическая техника и технологии*, 2022, № 2 (37), с. 103–117.
- [3] Леун Е.В., Добрица Д.Б., Поляков А.А., Чалов С.А. К вопросу выбора конструкционных материалов для создания многофункциональных инерционных пенетраторов. *Вестник НПО им. С.А. Лавочкина*, 2023, № 4, с. 80–86.
- [4] Литвак М.Л., Носов А.В., Козлова Т.О. и др. Глубинные грунтозаборные устройства для будущих Российских Лунных полярных миссий. *Астрономический вестник*, 2020, т. 54, № 3, с. 225–246.

- 
- [5] Костенко В.И., Митрофанов И.Г., Матвеев Ю.И. и др. *Грунтозаборное устройство*. Патент № 2501952 РФ, МПК E21C 51/00, B64G 4/00, E21B 25/10, G01N 1/00, 2012.
- [6] Слюта Е.Н., Маров М.Я. и др. Эксперимент ТЕРМО-ЛР на посадочном аппарате Луна-27: Изучение теплофизических, физико-механических и электромагнитных свойств Лунного грунта. *Астрономический вестник*, 2021, т. 55, № 5, с. 454–475.
- [7] Финченко В.С., Пичхадзе К.М., Ефанов В.В. Надувные элементы в конструкциях космических аппаратов — прорывная технология в ракетно-космической технике. Химки, АО «НПО Лавочкина», 2019, 488 с.
- [8] Шостаковский П.Г. Современные термоэлектрические источники питания электронных устройств. *Компоненты и технологии*, 2015, № 1 (162), с. 90–95.
- [9] Вернигора Л.В., Дмитриев А.О., Казмерчук П.В., Леун Е.В., Панин Ю.В., Сысоев В.К. Радиооптический навигационный лунный маяк-пенетратор — возможные проектные решения. *Инженерный журнал*, 202, № 9, с. 1–14.  
<https://doi.org/10.18698/2308-6033-2023-9-2303>

УДК 629.7

## Предложения по методике проектирования радиолиний космических систем и использованию электрически перенацеливаемых бортовых антенн повышенной эффективности формирования луча

Смирнов Максим Андреевич

mesmirnof@yandex.ru

Шаханов Александр Евгеньевич

shurila04@mail.ru

АО «НПО Лавочкина»

*Рассмотрены проблемные вопросы при проектировании радиолинии космических систем на этапе формирования требования к бортовой КА и наземной аппаратуре. Предложена концепция методики для системного решения задач формирования рациональных характеристик радиоэлектронной аппаратуры. Для решения задач унификации и исключения механического привода антенн предложен вариант использования в радиолинии конструкции антенной системы с электрическим перенацеливанием, проведена оценка эффективности использования таких антенных систем в перспективных космических аппаратах.*

**Ключевые слова:** космическая система, космический аппарат, радиолиния, методика проектирования, передача информации, антенная система, коэффициент усиления, электрическое перенацеливание, патчевый излучатель

Основной целью работы является разработка методики, позволяющей на этапе формирования технических требований к бортовой аппаратуре космических аппаратов (КА) и наземным комплексам, выбрать рациональные характеристики радиоэлектронных средств радиолинии космической системы, а также разработка унифицированной конструкции антенной системы с электрическим перенацеливанием луча для организации радиолиний современных и перспективных космических систем.

Научно-технический прогресс предъявляет все новые требования к характеристикам целевой и научной аппаратуры, устанавливаемой на КА, что ведет к увеличению информативности в радиолиниях. Увеличение информативности в первую очередь сказывается на радиоэлектронной аппаратуре, потому как для обеспечения передачи заданного объема информации требуется увеличивать пропускную способность радиолиний, а учитывая высокую загрузку радиочастотного спектра, приходится переходить на более высокие диапазоны частот, использовать более сложные способы модуляции и кодирования сигналов, проектировать антенные системы с большим коэффициентом усиления (КУ), а также увеличивать мощность передающих устройств.

В связи с этим важнейшей частью космической системы является радиолиния управления, передачи служебной и научной информации, поэтому актуальной задачей на начальных этапах проектирования безусловно является выбор требований и определение характеристик каждого радиоэлектрон-

ного средства, которые в совокупности определяют структуру радиолинии с безусловным обеспечением необходимого энергетического запаса для устойчивой передачи информации на наземные пункты.

Энергетический расчет радиолинии, в частности уравнение дальности, связывает между собой основные параметры устройств, образующих радиоканал. Обеспечение заданной дальности возможно при различном сочетании параметров. Необходимо таким образом выбрать и обосновать параметры отдельных устройств, чтобы система связи (или радиоканал) являлась бы рациональной с точки зрения выбранного критерия при условии обеспечения передачи информации с заданным качеством. Поэтому проектировщик обычно действует в следующем порядке. Во-первых, решается задача о возможности обеспечения заданной пропускной способности канала с помощью возможных на сегодняшний день устройств. На этом этапе проектирования выбирается вид модуляции, способ кодирования, структура радиоканала, определяется частотный диапазон. Во-вторых, анализируется уравнение дальности. При этом обычно, возникает большое число вариантов построения радиоканала, отличающихся различием параметров устройств передающей и приемной сторон. Необходимо выбрать вариант, отвечающий некоторому критерию, выбор которого зависит от назначения системы [1].

Однако в зависимости от заданных требований, на начальном этапе проектирования космической системы, а в частности радиолинии, возникает вопрос какие параметры и характеристики приборов и систем выбрать для выполнения заданных требований с обеспечением необходимого энергетического запаса в радиолинии (например увеличить мощность бортового передающего устройства, либо коэффициент усиления бортовой антенны, использовать наземную антенную систему большего диаметра, с лучшей добротностью приемной системы или ЭИИМ для передающей, и другие), какой из полученных вариантов является наиболее рациональным с точки зрения энергобаланса КА, объемов передаваемых данных в сутки, простоты реализации, с учетом временных затрат и экономической эффективности.

Расчет бюджета в радиолинии проводится исходя из условий, что все необходимые параметры системы уже выбраны и известны. Однако на начальном этапе проектирования радиолинии, до выполнения расчета, необходимо решить массу сложных задач для рационального определения характеристик устройств: расчет необходимой скорости передачи данных, если задан объем данных в сутки, учет роста тепловыделения приборов при увеличении мощности передающих устройств, а также их потребления, учет зон радиовидимости КА (продолжительность сеансов связи и территории размещения НС), анализ соответствия требованиям национальных и международных стандартов, в том числе по ограничениям на полосу радиосигнала, соответствие нормам Государственной комиссии по радиочастотам и требованиям Регламента радиосвязи, учет возможных непреднамеренных (преднамеренных) радиопомех, обеспечение заданной достоверности принимаемой информации, оценка



влияния на общую массу КА, анализ внутрисистемной электромагнитной совместимости РЭС, размещаемых на КА и проведение предварительной оценки и другие [2].

В работе предложен вариант методики проектирования радиолинии на этапе формирования требования к аппаратуре, которая позволит существенно сократить временные затраты на подбор характеристик и облегчить проектную задачу в целом, а основное, — это определить рациональные характеристики радиоэлектронных устройств.

Одним из актуальных проблемных вопросов при проектировании радиолинии КА является использование механических приводов для нацеливания основного лепестка диаграммы направленности бортовой антенной системы на земные пункты приема, которые вносят существенные ограничения на работу чувствительных научных приборов, влияют на массогабаритные характеристики и надежность КА.

Кроме того, современная тенденция к переходу на серийное производство космических аппаратов, использование готовой наземной инфраструктуры для приема и передачи данных, а также применение интегрированной структуры (модульной) бортовой аппаратуры КА, неумолимо влечет за собой необходимость разработки современной антенной системы, которая может быть интегрирована в радиолинию без существенных доработок с обеспечением необходимого коэффициента усиления в радиолинии.

Для решения этих задач предлагается рассмотреть использование на КА прототипа конформной антенной системы, диаграмма направленности (ДН) которой, формируется за счет массива патчевых излучателей, покрывающих поверхность. В качестве такой поверхности рассмотрена форма усеченного икосаэдра.

Рассматриваемая антенная система позволяет адаптивно использовать возможности космических радиолиний: формировать луч пониженного потенциала, но с широкой диаграммой направленности, обеспечивая передачу и прием сигналов в полусфере углов ( $\pm 180^\circ$  в горизонтальной плоскости) путем включения одного из излучателей или направленный луч для обеспечения максимального потенциала в радиолинии путем включения трех соседних излучателей. Таким образом передачу командно-программной и служебной информации можно осуществлять с помощью включения одного излучателя, а передачу целевой информации, объема которой на порядки выше, с помощью включения групп излучателей (тройки). Так как переключаемая группа состоит из одних и тех же многогранников (два шестиугольника один пятиугольник) ДН «троек» будут одинаковые. Переключая «тройки» излучателей на полуикосаэдре возможно формировать 21 луч ДН антенны [3]. По предварительной оценке, при работе в X-диапазоне частот, ожидаемый КУ такой антенны при задействовании одного излучателя составит около 12 дБ, а при использовании групп из трех излучателей около 20 дБ.

Для формирования острой диаграммы направленности с повышенным коэффициентом усиления потребуется использовать большее число излучате-



лей (три и более), поэтому в составе антенны необходимо применить фазовращатели, которые обеспечат формирование диаграммы направленности антенны и компенсируют фазовые сдвиги, связанные различным расстоянием прохождения радиоволн из-за расположения отдельных излучателей на различных плоскостях икосаэдра.

Использование антенных систем с электрическим перенацеливанием позволит исключить применение механических устройств для нацеливания на наземный пункт приема, тем самым исключить негативное воздействие на чувствительную аппаратуру, снизить массу, а также повысить уровень унификации и технологичности, что особо важно при изготовлении серии КА.

Кроме того, в зависимости от предъявляемых требований к антенной системе КА (коэффициент усиления, диапазон рабочих частот, ширина ДН, тип поляризации, коэффициенты направленного действия, коэффициент эллиптичности и другие), при проектировании радиолинии, изменяя количество и размеры излучателей, их тип, а также углы их расположения друг к другу, можно создавать антенные системы с различными характеристиками (изменять диапазон рабочих частот, ширину ДН, КУ и другие характеристики). Это позволяет унифицировать антенную систему под заданные орбиты и задачи конкретного КА.

Синтезирование такой антенной системы, в связи с произвольным размещением излучателей, должно производиться с учетом поляризационных свойств излучателей с проведением расчета амплитудно-фазового распределения в пределах заданной активной области по требованиям к ДН как по основной, так и по кроссполяризационной (паразитной) составляющим [4].

Проектирование радиолинии космической связи с использованием рассматриваемой антенной системы имеет практический интерес, поскольку ее применение возможно как в современных КА различного назначения, так и в планируемых к серийному изготовлению перспективных малых КА.

## Литература

- [1] Джазовский Н.Б, Орлова Л.В. *Радиоканалы систем передачи информации*. Пенза, Пенз. политехн. инт-т, 1988, 64 с.
- [2] Бузов А.Л. *Управление радиочастотным спектром и электромагнитная совместимость радиосистем*. Москва, Экотрендз, 2006.
- [3] Шаханов А.Е., Рученков В.А., Круть А.В. Коммутируемые антенные системы X диапазона для применения на борту космического аппарата. *Труды МАИ*, 2013, № 68, с. 21. URL: <https://mai.ru/upload/iblock/3ee/3ee2903ba4008622bd217c1df2a79750.pdf> (дата обращения 15.11.2023).
- [4] Бусел М.О. Метод синтеза конформной антенной решетки с учетом поляризационных свойств излучателей. *Доклады Белорусского государственного университета информатики и радиоэлектроники*, 2017, № 5 (107), с. 5–12.

УДК 629.7

## Расчет радиационных характеристик интегральных микросхем для космических аппаратов форм-фактора CubeSat

Черников Павел Сергеевич

testudo44@gmail.com

Хамидуллина Наталья Мугалимовна

KHamidullinaNM@laspace.ru

Зефиоров Игорь Вадимович

ivzefirov@mail.ru

АО «НПО Лавочкина»

*Исследование космоса малыми космическими аппаратами, в частности, космическими аппаратами форм-фактора CubeSat различных размеров, функционирующих на различных орбитах, приобретает все большую актуальность. В докладе приведены результаты расчета коэффициентов запаса по дозовому эффекту, а также частоты и числа (вероятности) возникновения случайных одиночных эффектов в интегральных микросхемах с различными показателями стойкости к воздействию дозового и одиночных эффектов от ионизирующих излучений космического пространства.*

**Ключевые слова:** космический аппарат, ионизирующее излучение космического пространства, локальная поглощенная доза, одиночные эффекты — сбои и отказы, интегральные микросхемы

В настоящее время разработка, изготовление и осуществление запусков микро-спутников типового форм-фактора CUBESAT носят все более массовый характер. Данный формат создания космических аппаратов успешно проявил себя как в сфере создания платформ для решения образовательных задач, так и в нише натурной отработки новых технологических решений и получения летной квалификации приборов и устройств. Но наряду с характерными для данного класса космических аппаратов (КА) небольшими сроками активного существования (САС) и не самыми проблемными с точки зрения воздействия ионизирующих излучений космического пространства (ИИ КП) орбитами, следует отметить, что, в большинстве случаев, разработка ведется в условиях минимизации затрачиваемых на реализацию проекта средств, что приводит к использованию микроэлементной базы с низкими показателями радиационной стойкости как по дозовому ионизационному эффекту, так и по одиночным эффектам, создаваемым воздействием высокоэнергетических протонов (ВЭП) и тяжелых заряженных частиц (ТЗЧ).

Доклад посвящен анализу дозовых и одиночных эффектов (сбоев и отказов) в интегральных микросхемах (ИМС) при их функционировании в составе бортовой аппаратуры (БА) платформ форм-фактора CubeSat различных форматов (в работе рассматриваются форматы 2U и 6U) при функционировании на характерных для этого класса малых космических аппаратов (МКА) орбитах (низкая круговая орбита, близкая к орбите функционирования МКС; солнечно-синхронная орбита, характерная для группировки КА CubeSat; круговая полярная селеноцентрическая орбита высотой 150 км) с типичными САС.

За время функционирования КА БА, устройства и элементы конструкции подвергаются воздействию следующих источников ИИ: протонов и электронов радиационных поясов Земли (РПЗ), протонов и ионов солнечных космических лучей (СКЛ), протонов и ядер галактических космических лучей (ГКЛ). При действии указанных факторов за счет изменения характеристик и свойств материалов, из которых изготовлены ИМС, а также возникновения радиационно-индуцированных токов утечек возможен дрейф характеристик самой ИМС, что может привести как к параметрическим, так и к функциональным отказам [1, 2].

В чувствительных областях ИМС быстрые ионы и ядра создают достаточное количество неравновесных носителей заряда, которые могут инвертировать логическое состояние ячейки памяти, несущей один бит информации. Большинство изменений кодов в ячейках памяти восстанавливается программными способами и поэтому относятся к классу обратимых одиночных эффектов — одиночных сбоев (ОС). Реже воздействие ВЭП и ТЗЧ приводит к необратимым эффектам — одиночным отказам (ОО): «прожигу» мощных полевых транзисторов или потере функционирования ИМС, вызванной появлением паразитных связей, пробоем подзатворных диэлектрических слоев, тиристорным эффектом и др. [1].

Расчет значений поглощенной дозы и частоты (вероятности) одиночных эффектов от потоков высокоэнергетических частиц в зависимости от толщины сферического экрана осуществляется с применением лицензированного программного комплекса (ПК) COSRAD, основанного на модели одиночных эффектов НИИЯФ МГУ [3, 4]. Согласно ОСТ 134-1044–2007, для оценки вклада СКЛ принимается вероятность СКЛ 90 %.

Расчеты локальных поглощенных доз (ЛПД) с учетом пространственного расположения бортового оборудования в корпусе МКА производятся с помощью модифицированного ПК LocalDose&SEE, разработанного в АО «НПО Лавочкина» [5]. Задача решается методом секторирования, или лучевым методом.

В рамках проведения расчета определены уровни ЛПД для локаций с различными толщинами эффективной массовой защиты, показана зависимость ЛПД от выбора локации на КА, его форм-фактора и орбиты существования. Определены характерные уровни частоты возникновения одиночных сбоев и вероятности возникновения одиночных отказов для ИМС различных групп сбое- и отказоустойчивости при функционировании на рассматриваемых орбитах.

По результатам оценки влияния ИИ КП на функционирование ИМС в БА сформулированы критерии выбора ИМС различных уровней стойкости для различных сочетаний форм-факторов платформы CUBESAT, орбиты и длительности полета, которые позволят осуществлять практически бессбойное функционирование ИМС с высокой вероятностью безотказной работы за заданный САС на рассматриваемых орбитах

## Литература

- [1] Райкунова Г.Г., ред. *Ионизирующие излучения космического пространства и их воздействие на бортовую аппаратуру космических аппаратов*. Москва, ФИЗМАТЛИТ, 2013, 256 с.
- [2] Вовк О., Марченко М., Соколов В. Ионизирующие излучения и их воздействие на полупроводниковые материалы (по данным литературных источников). Часть 1. *Современная электроника*, 2022, № 5, с. 59–64.
- [3] Касаев К.С., ред. *Новые наукоемкие технологии в технике: энциклопедия. Т. 16. Воздействие космической среды на материалы и оборудование космических аппаратов*. Москва, ЗАО НИИ «Энцитех», 2000, 295 с.
- [4] Кузнецов Н.В., Малышкин Ю.М., Ныммик Р.А. и др. Программный комплекс COSRAD для прогнозирования радиационных условий на борту космических аппаратов. *Вопросы атомной науки и техники (ВАНТ). Сер. Физика радиационного воздействия на радиоэлектронную аппаратуру*, 2011, вып. 2, с. 72–78.
- [5] Власенков Е.В. Программная реализация методики расчета локальных поглощенных доз и доз структурных повреждений в аппаратуре космических аппаратов с учетом влияния бортовых радиоизотопных источников. *Вопросы атомной науки и техники (ВАНТ). Сер. Физика радиационного воздействия на радиоэлектронную аппаратуру*, 2022, вып. 3, с. 20–27.

УДК 629.7

## Требования к радиационной стойкости бортовой аппаратуры беспилотного летательного аппарата для исследования Марса

Комбаев Тимур Шикурович

kombaew@yandex.ru

Артемов Михаил Евгеньевич

mike.artiomov@mail.ru

АО «НПО Лавочкина»

*В настоящее время актуальной научно-технической задачей является исследование поверхности Марса с помощью беспилотных летательных аппаратов. За время функционирования таких летательных аппаратов их аппаратура и конструкция подвергаются воздействию ионизирующих излучений космического пространства. В работе проводится оценка требований к радиационной стойкости бортовой аппаратуры беспилотного летательного аппарата, предназначенного для исследования Марса.*

**Ключевые слова:** беспилотный летательный аппарат, радиационная стойкость, Марс

Успех миссии марсианского вертолета Ingenuity, созданного с применением электронной компонентной базы (ЭКБ) COTS, привел к дальнейшему развитию планов по исследованию планеты с помощью БПЛА [1]. Также для исследования Марса с низких высот перспективно применение летательных аппаратов самолетного типа [2], которые могут работать в режимах наблюдения, требующих сбора данных с воздуха на большей дальности и с большей полезной нагрузкой.

За время полета бортовая аппаратура и конструкция космических аппаратов (КА) подвергается воздействию следующих источников ионизирующих излучений космического пространства (ИИКП):

- протонов и ионов солнечных космических лучей (СКЛ);
- протонов и электронов радиационных поясов Земли (РПЗ);
- протонов и тяжелых ядер галактических космических лучей (ГКЛ).

Локальные поглощенные дозы (ЛПД) от ИИКП в местах расположения конкретных приборов зависят от массовой защиты этих приборов конструкцией и другой бортовой аппаратурой КА.

Поскольку перелетный модуль с БПЛА достаточно быстро покидает околоземное пространство, то вклад от РПЗ в данной работе мы не учитываем. Выполняется оценка дозовых нагрузок на аппаратуру на этапах перелета к Марсу и функционирования БПЛА в атмосфере планеты. Воздействие одиночных тяжелых заряженных частиц учитывается при функционировании БПЛА в атмосфере планеты. Таким образом, для определения уровней радиационного воздействия принимаются следующие начальные условия:

1. Перелет Земля — Марс осуществляется по гомановскому полуэллипсу, длительность полета ~260 суток. На трассе полета на аппаратуру и устрой-

ства перелетного модуля с полезной нагрузкой (марсианский БПЛА) действуют потоки заряженных частиц галактических космических лучей (ГКЛ) и солнечных космических лучей (СКЛ);

2. Расчеты параметров радиационных условий проводились с помощью динамической модели ГКЛ [3], и вероятностной модели СКЛ [4], модифицированных с учетом радиальной зависимости потоков СКЛ по мере удаления КА от Солнца;

3. Модель СКЛ носит вероятностный характер. При расчете потоков частиц солнечных космических лучей и их вклада в поглощенную дозу задавалась вероятность 0,1 (это означает, что превышение приведенных значений потоков и поглощенных доз за время полета возможно лишь в 10 % случаев), в соответствии с рекомендациями ОСТ 134-1044–2007. Из этого определения следует, что тем самым рассматриваются экстремальные («наихудшие») условия полета.

Основным конструкционным материалом оболочки фюзеляжа является углепластик с плотностью  $1,5 \text{ г/см}^3$ . По результатам расчета можно оценить ЛПД в местах расположения печатных плат с ЭРИ внутри фюзеляжа. К примеру, если толщина оболочки из углепластика будет около 2 мм, то локальная поглощенная доза за 259 суток перелета составит 338 рад.

На борту десантного модуля возможно применение радиоизотопных источников тепла (РИТ). Величины поглощенных доз в аппаратуре и устройствах на борту зависят от расстояния до РИТ [5]. При характерном расстоянии от приборов БПЛА до РИТ равном 800 мм накопленная доза составит не более 6 рад.

Марсианский БПЛА после посадки десантного модуля предположительно функционирует свыше 3 земных лет — при расчетах принимался срок активной эксплуатации в атмосфере планеты, равный 1100 суток. Толщина марсианской атмосферы оценена в  $20 \text{ г/см}^2$ . Поглощенные дозы за время работы БПЛА в атмосфере и на поверхности Марса составят величину порядка 14 рад (Si). Полученная величина хорошо согласуется с другими оценками поглощенных доз на поверхности планеты — теоретическими [6] (5 рад/год) и измеренными на марсоходе Curiosity [7] (5,8 рад/год).

Помимо этого, во время функционирования БПЛА подвергается воздействию отдельных высокоэнергетических частиц: протонов и тяжелых заряженных частиц (ТЗЧ) СКЛ и ГКЛ. Для оценки сбое- и отказоустойчивости микросхем приняты следующие показатели стойкости к случайным одиночным эффектам — сечение насыщения эффекта и величина пороговой линейной передачи энергии (ЛПЭ) эффекта:

– по катастрофическим отказам: сечение насыщения  $\sigma_0 = 10^{-2} \text{ см}^2/\text{чип}$ , пороговая ЛПЭ  $L = 20 \text{ МэВ}\cdot\text{см}^2/\text{мг}$ ;

– по обратимым сбоям: сечение насыщения  $\sigma_0 = 10^{-2} \text{ см}^2/\text{чип}$ , пороговая ЛПЭ  $L_0 = 1,5 \text{ МэВ}\cdot\text{см}^2/\text{мг}$ .

Данные величины пороговых ЛПЭ и сечений насыщения присущи электрорадиоизделяям (ЭРИ) с невысокой сбоеустойчивостью. Вероятность без-

отказной работы подобной ЭРИ за 1100 суток составит 0,992. Количество сбоев при экстремальном солнечном событии составит ~ 1 сбой за двое суток. Таким образом, аппаратура перспективного БПЛА может быть построена с помощью относительно дешевых коммерческих ЭРИ (COTS).

## Литература

- [1] Shannah Withrow-Maser, Havard Grip, Larry Young et al. Mars Sample Recovery Helicopter: Rotorcraft to Retrieve the First Samples from the Martian Surface. *Vertical Flight Society's 79th Annual Forum & Technology Display*, West Palm Beach, FL, USA, May 16–18, 2023.
- [2] Карпович Е.А., Гуереш Д. Перспективный беспилотный самолет для исследования Марса: параметрические исследования. *XLVII Академические чтения по космонавтике, посвященные памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых — пионеров освоения космического пространства: сб. тез. в 4 т.* Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2023, с. 259–261.
- [3] ГОСТ 25645.150–90. *Галактические космические лучи. Модель изменения потоков частиц.* Москва, Госстандарт, 1991.
- [4] ГОСТ Р 25645.165–2001. *Лучи космические солнечные. Вероятностная модель потоков протонов.* Москва, Госстандарт, 2001.
- [5] Власенков Е.В. Анализ ионизационных и неионизационных эффектов в бортовой аппаратуре Лунохода с учетом влияния бортовых радиоизотопных источников тепла. *Экстремальная робототехника. 31-й Междунар. науч.-техн. конф.: тр.* 2020, с. 155–165.
- [6] Безродных И.П., Морозова Е.И., Петрукович А.А., Семенов В.Т. Радиационные условия на орбите и поверхности Марса. *Вопросы электромеханики. Труды ВНИИЭМ*, 2014, с 53–57.
- [7] Matthiä D. et al. The Martian surface radiation environment – a comparison of models and MSL/RAD measurements. *J. Space Weather Space Clim.*, 2016, vol. 6, A13. <https://doi.org/10.1051/swsc/2016008>



УДК 629.7

## Возможность применения сбрасываемого баллона в процессе дрейфа аэростата в атмосфере планет земной группы

Лоскутова Елизавета Владимировна<sup>1,2</sup>

loskutova\_98@mail.ru

Юдин Андрей Дмитриевич<sup>1,2</sup>

iudinad@laspace.ru

<sup>1</sup> АО «НПО Лавочкина»<sup>2</sup> МАИ

*Представлена важность исследования планет с атмосферой на примере Марса и Венеры. Обоснован способ изучения атмосферы при помощи аэростата. Представлена актуальность и рассмотрены способы увеличения продолжительности дрейфа аэростата. Проведена сравнительная оценка достоинств и недостатков применения каждого способа. Приведен алгоритм определения параметров баллона высокого давления для подполнения аэростата. Рассмотрено несколько форм исполнения для баллона высокого давления, применяемых в ракетно-космической технике: сферическая, цилиндрическая со сферическими днищами, тороидальная.*

**Ключевые слова:** аэростат, дрейф, балласт, баллон высокого давления

Миссии по исследованию планет Земной группы (Марс, Венера) включают решение задачи по изучению атмосфер: состав, измерение параметров (температура, давление), циркуляции воздушных масс и др. Исследование атмосферы планет Земной группы (Марс, Венера) имеет важное значение для понимания развития каждой из планет, а также для прогнозирования развития Земли и ее атмосферы. Для прямого физического исследования перспективно применение аэростата, так как он имеет простую конструкцию и способен осуществлять дрейф в атмосфере продолжительное время [1].

Для увеличения продолжительности дрейфа аэростата традиционно применяют систему сброса балласта, которая представляет собой устройство резки и отделяемые элементы (балласт) [2]. Балластом может применяться как заранее подготовленный груз, так и отработанные элементы конструкции аэростата или модуля доставки и ввода аэростата. Данный способ увеличения продолжительности времени дрейфа аэростата имеет ряд преимуществ: простота схемы отделения, простота конструкции. Однако это дополнительная масса для модуля доставки и ввода аэростата.

Другим способом увеличения продолжительности времени дрейфа аэростата является подполнение аэростата дополнительным объемом рабочего газа. Для этого в состав аэростата включают баллон(-ы) высокого давления, устройство выпуска рабочего газа, устройство сброса. Способ позволяет при меньшей дополнительной массе, по сравнению с предыдущим способом, увеличить продолжительность дрейфа аэростата за счет сохранения требуемого объема рабочего газа и сброса отработанного баллона высокого давления.

В докладе рассмотрен состав системы и схема размещения для реализации подполнения аэростата дополнительным объемом рабочего газа в про-



цессе дрейфа в атмосфере планеты. Одним из основных элементов рассматриваемой системы является баллон высокого давления, который представляет собой сосуд давления. Конструктивно массовое, или весовое, совершенство сосудов давления принято оценивать по параметру конструктивного совершенства [3] по уравнению (1):

$$W_{\text{пск}} = \frac{P_{\text{раз}} \cdot V_{\text{об}}}{M_{\text{об}}}, \quad (1)$$

где  $W_{\text{пск}}$  — параметр конструктивного совершенства,  $\frac{\text{КДж}}{\text{кг}}$ ;  $P_{\text{раз}}$  — разрушающее давление, Па;  $V_{\text{об}}$  — внутренний объем оболочки,  $\text{м}^3$ ;  $M_{\text{об}}$  — масса оболочки, кг.

Масса тонкостенной силовой оболочки, находящаяся под внутренним давлением газа, вычисляется по уравнению (2) [3]:

$$M_{\text{об}} = K_{\text{ф}} \frac{P_{\text{раз}} \cdot V_{\text{об}} \cdot \rho_{\text{матер}}}{\sigma_{\text{в}}}, \quad (2)$$

где  $K_{\text{ф}}$  — коэффициент формы;  $\sigma_{\text{в}}$  — предел прочности материала при растяжении, Па;  $\rho_{\text{матер}}$  — плотность материала оболочки,  $\text{кг}/\text{м}^3$ ;  $P_{\text{раз}}$  — разрушающее давление, Па;  $V_{\text{об}}$  — внутренний объем оболочки,  $\text{м}^3$ .

В ходе работы рассмотрены три формы сосуда давления: сферическая, цилиндрическая со сферическими днищами, тороидальная. Выбор формы баллона высокого давления диктуется в основном укладкой аэростата в контейнер модуля доставки и ввода — необходимо подобрать наиболее плотную компоновку. Наиболее часто применяют баллоны сферической формы, реже — цилиндрической или тороидальной формы [4].

На основе анализа параметров для баллона высокого давления различных форм приведена схема вычислительного алгоритма для выбора формы баллона высокого давления для подполнения аэростата.

Применение сбрасываемого баллона высокого давления позволит экономичнее использовать закладываемый массовый бюджет на аэростат при его проектировании, а также увеличит продолжительность дрейфа аэростата в атмосфере планет Земной группы (Марс, Венера), что приведет к возможности замера параметров атмосферы в большем количестве точек.

## Литература

- [1] Ефанов В.В., Шевалев И.Л. *Проектирование автоматических космических аппаратов для фундаментальных научных исследований. В 3 т. Т. 1.* Москва, МАИ-ПРИНТ, 2013, 492 с.
- [2] Щербаков Ю.В. *Теория полета дирижаблей: Краткий курс.* Москва, ЛКИ, 2008, 80 с.
- [3] Комков М.А., Тарасов В.А., Зарубина О.В. Анализ конструктивно-массового совершенства оболочек сосудов давления. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2012, № 11, с. 18.
- [4] Елеев В.Д. и др. *Электронная библиотека типовых решений в автоматизированном проектировании и конструировании ракет-носителей.* Самара, Самар. гос. аэрокосмич. ун-та, 2007, 96 с.

УДК 629.7

## Расчетная методика определения номинальных значений и допустимых отклонений конструктивных параметров колесного шасси тяжелого лунохода

Быков Артем Иванович

bykovartem1994@yandex.ru

АО «НПО Лавочкина»

*Рассмотрено влияние на ходовые характеристики перспективного лунохода строителя положения центра тяжести. Предложена расчетная методика определения номинальных значений и граничных отклонений таких конструктивных параметров лунохода как ширина колесных движителей и положение промежуточных осей многоосных шасси в зависимости от допустимых значений положения центра тяжести лунохода. Сделаны выводы о возможности применения данной методики для сравнительного анализа требуемых конструктивных параметров шасси и мощности приводов мотор-колес.*

**Ключевые слова:** *тяжелый луноход, исследовательская инфраструктура на Луне, мощность приводов мотор-колес, определение конструктивных параметров*

В качестве следующего этапа научной программы исследования и освоения Луны рассматривается возможность создания исследовательской инфраструктуры на лунной поверхности. Для решения научных задач данного перспективного этапа планируется использовать луноход тяжелого класса массой до 2 т [1, 2]. Ввиду того что масса тяжелого лунохода значительно больше массы современных планетоходов, распределение полезной нагрузки будет оказывать значительное влияние на требуемую мощность приводов мотор-колес и опорную проходимость шасси.

Распределение нагрузок между колесами лунохода зависит от положения центра тяжести, которое определяется распределением полезной нагрузки. Для обеспечения опорной проходимости по слабосвязанному лунному грунту, давление, создаваемое самым нагруженным колесом, не должно превышать величины несущей способности грунта [3, 4]. Следовательно, при выборе на ранних этапах проектирования таких конструктивных параметров тяжелого лунохода как ширина колесных движителей и расположение промежуточных осей для многоосных шасси, требуется учитывать допустимые положения центра тяжести.

В данной работе предлагается расчетная методика определения номинальных значений и граничных отклонений таких конструктивных параметров лунохода как ширина колесных движителей и положение промежуточных осей многоосных шасси в зависимости от допустимых значений положения центра тяжести лунохода. Кроме того, данная методика, на основании значений максимальной нагрузки на колесо, позволяет определить внешнюю характеристику привода мотор-колеса, приведенную к колесу тяжелого лунохода.

В качестве исходных данных для данной методики используются величины на колесной базе и колеи шасси, масса тяжелого лунохода, радиус колесных движителей, максимальная требуемая скорость перемещения тяжелого лунохода, а также физико-механические свойства лунного грунта.

Расчетная методика включает в себя следующие этапы:

1) определение граничных положений центра тяжести лунохода, обеспечивающих статическую и динамическую устойчивость;

2) определение допустимых положений центра тяжести внутри области, определенной на первом этапе, обеспечивающих значение коэффициента неравномерности распределения нагрузки между колесами менее 1,5;

3) проведение ранжирования множества допустимых положений центра тяжести от минимальной до максимальной нагрузки на колесо;

4) разбиение ранжированного множества на три подмножества с шагом величины весовых коэффициентов в 30 %;

5) расчет для каждого подмножества номинальной допустимой величины ширины колес лунохода исходя из величины несущей способности грунта, а также положения промежуточных осей многоосного шасси;

6) выбор, исходя из величины максимальной и минимальной величины весового коэффициента полученных подмножеств, допустимых отклонений номинальных значений конструктивных параметров, полученных на пятом этапе, для каждого подмножества;

7) расчет для каждого подмножества величины максимальной требуемой механической мощности привода мотор-колеса исходя из максимальной допустимой нагрузки, величины коэффициентов взаимодействия колеса с грунтом и максимальной допустимой скорости перемещения лунохода;

8) построение внешней характеристики привода мотор-колеса, приведенной к колесу для каждого подмножества.

Применив рассмотренную методику к различным типам шасси, становится возможным проведение сравнительного анализа величин конструктивных параметров шасси и требуемых мощностей приводов мотор-колес при проработке конструкции тяжелого лунохода, что позволит сделать обоснованный выбор исходных данных для дальнейших этапов проектирования шасси тяжелого лунохода.

## Литература

- [1] Райкунов К.Г. Цели и задачи автоматических робототехнических средств на начальном этапе развертывания автоматической научной станции на поверхности Луны. *Экстремальная робототехника. 33-я Междунар. науч.-техн. конф.: тр.* Санкт-Петербург, ЦНИИ РТК, 2022, с. 564–575.
- [2] Райкунов К.Г. Возможности российских лунных автоматических миссий для поддержки пилотируемых полетов к Луне. *IAS-2017: сб. тез.* Аделаида, Австралия, 2017, с. 423–425.

- [3] Кравец В.Н. *Теория автомобиля*. Нижний Новгород, Нижегород. гос. техн. ун-т им. Р.Е. Алексеева, 2013, 413 с.
- [4] Быков А.И. Результаты сравнительного анализа влияния способов имитации пониженной гравитации на динамику взаимодействия колесного движителя с грунтом. *Двойные технологии*, 2022, № 3 (100), с. 49–53.

УДК 629.7

## Имитационное моделирование и электронное макетирование изделий ракетно-космической техники в процессе их создания и эксплуатации

Ткачев Николай Андреевич

nick.t765@yandex.ru

SPIN-код: 3862-7165

Косенкова Анастасия Владимировна

madam.amazonka83@yandex.ru

SPIN-код: 7389-0324

АО «НПО Лавочкина»

*Показана роль систем управления жизненным циклом изделия в процессе создания изделий ракетно-космической техники. Рассмотрены конструкторский и функциональный электронные макеты таких изделий, их место в системе управления жизненным циклом изделия, содержание и назначение. Проведен обзор применения электронных макетов изделий и имитационного моделирования в процессе их создания и эксплуатации. Показан эффект от использования электронного макетирования изделий.*

**Ключевые слова:** имитационное моделирование, управление жизненным циклом изделия, электронный макет изделия, требования назначения

В настоящее время проектирование изделий ракетно-космической техники (РКТ), как процесс синтеза, анализа и реализации требований к изделию с целью определения его архитектуры, компонентов, интерфейсов и других характеристик изделия или его части, не является формализованным и, в основном, опирается на множество различных методик анализа изделий-аналогов, исследования моделей разрабатываемого изделия и определения по ним его отдельных проектных параметров. При этом отсутствие формализации процесса препятствует его автоматизации и цифровизации.

С развитием цифровых технологий все большее распространение получают различные информационные системы управления жизненным циклом изделий. Такие системы позволяют реализовывать нисходящее проектирование изделий РКТ, в том числе проводить трассировку требований от изделия к его составным частям, формировать структуру изделия и информационные наборы его составных частей, полностью описывающие его функционал и характеристики, а также отслеживать вносимые в изделие изменения [1].

На данный момент системы управления жизненным циклом изделия успешно применяются для формирования конструкторских электронных макетов изделий РКТ, полностью описывающих структуру, геометрические, массо-инерционные и другие физические характеристики, механические интерфейсы изделия и его составных частей [2]. Конструкторский электронный макет изделия применяется, к примеру, для повышения качества разрабатываемой конструкторской документации [3] и для проведения виртуальных макетно-конструкторских испытаний изделия [4].

Однако электронный конструкторский макет не позволяет однозначно верифицировать изделие на соответствие предъявляемых к нему требований назначения, так как не имеет средств для имитации поведения изделия в натуральных условиях, а информация о функционировании изделия и его составных частей содержится, как правило, в соответствующей конструкторской документации.

Такого недостатка может быть лишен функциональный электронный макет изделия РКТ, который в своей структуре будет содержать не только информационные наборы соответствия функций составным частям изделия, но и имитационную модель изделия и его составных частей, способную функционировать в связке с электронным испытательным стендом, моделирующим взаимодействие изделия с внешней средой и, при необходимости, с другими изделиями.

Функциональный электронный макет изделия позволяет [5]:

- верифицировать изделие на соответствие требованиям, предъявляемых к нему заказчиком;
- анализировать функционирование изделия при различных внешних воздействиях, в том числе и при нештатных ситуациях;
- заменять часть натуральных испытаний цифровыми, используя технологии имитационного моделирования.

Таким образом, электронные макеты изделий РКТ позволяют проводить валидацию данных изделий, в том числе на проектных этапах работ по их созданию.

Использование электронных макетов изделий РКТ сокращает сроки создания и ввода в эксплуатацию таких изделий, повышает их качество и надежность, что, в конечном итоге, ведет к снижению их стоимости.

## Литература

- [1] Лихачев М.В. Методика нисходящего проектирования космического аппарата. *Сибирский аэрокосмический журнал*, 2015, № 2, с. 423–429.
- [2] ГОСТ Р 58301–2018. *Управление данными об изделии. Электронный макет изделия. Общие требования*. URL: <https://internet-law.ru/gost/gost/70517> (дата обращения 11.10.2023).
- [3] Гукало А.А., Золотарев А.М., Магжанов Р.М. Электронное макетирование как этап разработки конструкторской документации модулей орбитальных станций РКК «Энергия». *Космическая техника и технологии*, 2017, № 4 (19), с. 29–35.
- [4] Поляков А.А., Защиринский С.А. Использование виртуального пространства для проведения макетно-конструкторских испытаний по электронному макету космического аппарата. *Труды МАИ*, 2019, № 107. URL: [https://mai.ru/upload/iblock/f24/Polyakov\\_Zashchirinskiy\\_rus.pdf](https://mai.ru/upload/iblock/f24/Polyakov_Zashchirinskiy_rus.pdf) (дата обращения 15.11.2023).
- [5] Хахулина Е.В., Исаев Д.К., Кабанов Н.А. и др. Опыт апробации и применения технологии проектирования систем и агрегатов изделий РКТ на основе функциональных моделей. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2017, № 10 (70). <https://doi.org/10.18698/2308-6033-2017-10-1689>

УДК 629.7

## К вопросу использования термоэлектрических генераторов на космических аппаратах при контактных исследованиях небесных тел

Леун Евгений Владимирович

leunev@laspace.ru

SPIN-код: 6060-8056

Дмитриев Андрей Олегович

dmitriev141400@gmail.com

SPIN-код: 4527-5051

Сысоев Валентин Константинович

sysoevvk@laspace.ru

SPIN-код: 5673-6495

Поляков Алексей Александрович

APoliakov@laspace.ru

АО «НПО Лавочкина»

*В докладе обсуждаются варианты использования термоэлектрических генераторов для электропитания космических аппаратов при контактных исследованиях небесных тел за счет использования разницы температур между поверхностными и подповерхностными слоями. Показано, что для использования этой технологии лучшим следует считать управляемый способ заглабления, например, основанный на вибрационном погружении в реголит небесного тела с использованием ударного движителя подобного применяемому в глубинных каротажном зонде, разработанном и апробированном для лунных проектов.*

**Ключевые слова:** термоэлектрический генератор, термоЭДС, контактные исследования небесных тел, тепловая труба, глубинный каротажный зонд

В настоящее время активно прорабатываются вопросы использования термоЭДС для электропитания космических аппаратов (КА) в процессе контактных исследований грунта небесных тел за счет использования разницы температур между поверхностными и подповерхностными слоями. Как правило, для решения подобных задач используется термоэлектрический генератор (ТЭГ) [1] и тепловая труба. Направления совершенствования подобных способов, систем и устройств создания термоЭДС определяется не только конструктивными, техническими и технологическими особенностями подобной технологии, но научными задачами, для которых она может быть применена. В докладе рассмотрены несколько вариантов использования подобной технологии для различных космических научных задач.

Процесс заглабления в грунт исследуемых небесных тел, основанный на использовании ударно внедряемых пенетраторов со встроенными ТЭГ [2] во многих случаях проблематичен, может приводит к сложной непредсказуемой форме образованного кратера и возможным высоким нагрузкам [3], снижающих надежность осуществления всей миссии.

Более надежным и поэтому более перспективным вероятно следует считать использование способа заглабления, основанный на вибрационном погружении в реголит небесного тела с использованием ударного движителя

подобного применяемому в глубинном каротажном зонде (ГКЗ), который ранее был создан и апробирован для участия в лунных проектах [4]. Такое вибрационное погружение в реголит более управляемо, прогнозируемо и соответственно более эффективно и надежно, так как позволяет заглубляться с реголитом, отслеживая нужные глубину, температуру и термоЭДС. Возможное дополнительное использование георадара с глубиной зондирования до 2–10 м позволит определять параметры подповерхностных слоев грунтов, подбирая их для надежного заглубления ГКЗ. Подобная минитермоэлектростанция может быть стационарной с одноразовым заглублением, в том числе формируя сеть электроразрядных станций с нанесением на карту местности, так и быть подвижной частью планетохода, погружаясь в реголит временно (на ночь или нужное время) для подзарядки с последующим подъемом и перемещением в составе планетохода.

Очевидно, что условием эффективной реализации такого подхода является превышение получаемой электрической мощности термоЭДС  $P_{\text{тэдс}}$  над мощностью, потраченной на погружение  $P_{\text{погр}}$ :

$$P_{\text{тэдс}} > P_{\text{погр}}$$

Совместное использование ТЭГ с подобным грунтовым двигателем позволяет реализовать следующие практические воплощения.

1. Исследовательский КА опускается (падает) на поверхность небесного тела и после этого из него выдвигается и вибрационно погружается в грунт ГКЗ с ТЭГ. Формируемая термоЭДС используется в качестве электропитания КА для проведения исследований, подзарядки собственных аккумуляторов и/или обеспечения радиооптической навигации подобно лунному маяку [2].

2. Инерционный пенетратор ударно внедряется в грунт небесного тела и только после окончания движения из него выдвигается подвижный ГКЗ с ТЭГ для обеспечения его электропитания.

3. С помощью георадара встроенного в планетоход определяется площадка(и) подходящая для надежного заглубления ГКЗ с ТЭГ. Перед «засыпанием» на время космической ночи планетоход подъезжает к этой площадке и термоэлектрозонд погружается в грунт с возможностью подъема. Он обеспечивает подзарядку собственных аккумуляторов «спящего планетохода», а после наступления космического дня поднимается на поверхность и возвращается на планетоход для последующего движения.

4. Планетоход может создавать сеть подобных термоэлектроразрядных станций с возможностью зарядки на них аккумуляторов и замены собственных разряженных.



---

**Литература**

- [1] Шостаковский П.Г. Современные термоэлектрические источники питания электронных устройств. *Компоненты и технологии*, 2015, № 1 (162), с. 90–95.
- [2] Вернигора Л.В., Дмитриев А.О., Казмерчук П.В., Леун Е.В., Панин Ю.В., Сысоев В.К. Радиооптический навигационный лунный маяк-пенетратор — возможные проектные решения. *Инженерный журнал*, 2023, № 9, с. 1–14.  
<https://doi.org/10.18698/2308-6033-2023-9-2303>
- [3] Леун Е.В., Нестерин И.М., Пичхадзе К.М., Поляков А.А., Сысоев В.К. Обзор схем пенетраторов для контактных исследований космических объектов. *Космическая техника и технологии*, 2022, № 2 (37), с. 103–117.
- [4] Слюта Е.Н., Маров М.Я., Дунченко А.Г., Маковчук В.Ю. и др. Эксперимент Термо-ЛР на посадочном аппарате Луна-27: изучение теплофизических, физико-механических и электромагнитных свойств лунного грунта. *Астрономический вестник. Исследования Солнечной системы*, 2021, т. 55, № 5, с. 454–475.

УДК 629.7

## Особенности неудаляемых и удаляемых окон пенетраторов с учетом их ударного внедрения в исследуемое небесное тело для проведения его бесконтактных и контактных исследований

Леун Евгений Владимирович

leunev@laspace.ru

SPIN-код: 6060-8056

Добрица Дмитрий Борисович

dbord@yandex.ru

SPIN-код: 4802-1841

Поляков Алексей Александрович

APoliakov@laspace.ru

АО «НПО Лавочкина»

*В докладе рассматриваются возможности совершенствования пенетраторов ударно внедряемых в грунт исследуемых небесных тел за счет использования неудаляемых и удаляемых окон для оптических и контактных исследований подповерхностных сред соответственно. Обсуждаются особенности применения искусственного сапфира и упрочненного льдокомпозиата в качестве таких материалов. Рассмотрены особенности их создания, используемых материалов, эксплуатации на стадии перелета, ударного проникания и после остановки.*

**Ключевые слова:** *пенетратор, исследуемые небесные тела, удаляемое окно, неудаляемое окно, сапфир, упрочнение льда*

Расширение контактных методов изучения исследуемых небесных тел (ИНТ) может быть реализовано при совершенствовании ударно внедряемых в них пенетраторов. Перспективные пути их совершенствования могут быть связаны с возможностями визуализации для видеорегистрации и последующего видеоанализа [1] особенностей ударного проникания пенетратора и траектории его движения в подповерхностных слоях грунта ИНТ, оптических методов изучения подповерхностных слоев грунта, а также прямого непосредственного контакта с окружающей средой после остановки.

Возможность визуализации обеспечивается введением в боковую стенку пенетратора неудаляемого окна из высокопрочного и оптически прозрачного материала, например, искусственного сапфира или многослойного стекла и средств видеорегистрации.

Наиболее доступными и технологически отработанными можно считать оптические методы исследований подповерхностной среды в том числе за счет применения микроскопа или спектрометра *in situ*. Микроскоп можно использовать для поиска наличия признаков жизни, определения структуры и компонентного состав веществ, по которым породу относят к вулканической, осадочной или метаморфной, восстанавливая картину прежних геологических процессов [2]. Спектрометром определяют химический состав входящих в вещество элементов. При использовании сапфира химический состав обнаруживается в спектральном диапазоне  $\Delta\lambda_{\text{рм}}=1-4$  мкм, т. е. внутри окна прозрачности сапфира  $\Delta\lambda_{\text{рм}} < \Delta\lambda_{\text{сапф}}$ . Определение профилей спектров при вы-

соком спектральном разрешении позволяет получить информацию о физическом состоянии минералов [2].

Возможность прямого непосредственного контакта с окружающей средой после остановки пенетратора может быть осуществлена при использовании удаляемого окна. Создание удаляемого окна пенетратора связано с использованием материалов, обладающих почти противоречивыми свойствами, а именно, высокой прочностью и возможностью удаления. Наиболее перспективно применение для этих целей льда, который может дополнительно упрочняться путем специальных мер, например, введением химических добавок в воду [3] или радиационным излучением [4].

Выбор формы и внешней поверхности сапфирового окна предполагает оптимальное сочетание различных оптических, конструктивных и эксплуатационных параметров. Наиболее критичными среди них определяются тенденциями минимизации последствий воздействия метеорных и грунтовых частиц на стадиях перелета и ударного внедрения в ИНТ, а также увеличения поля обзора пространства снаружи пенетратора.

На стадии перелета сапфировое окно подвергается воздействию потока спорадических метеорных частиц и сезонных метеорных потоков. Расчет параметров микрократеров, образующихся при воздействии метеороидов, производится с использованием модели пространственного распределения метеорного вещества и баллистических уравнений, определяющих площадь повреждения окна (диаметр откольной зоны) в зависимости от параметров соударения (скорости, размера, плотности и угла подлета метеорной частицы).

Оценка влияния вторичных частиц при подлете к небесному телу, может быть осуществлена при наличии заданных параметров воздействия, например, в лунных миссиях на подлетающий объект могут воздействовать частицы лунной пыли, скорость которых не превышает 1 км/с [5]. Кроме того, в процессе ударного внедрения пенетратора в ИНТ, формируется поток, образованный частицами грунта, максимум скоростей которых определяется скоростью пенетратора, составляющей обычно не более 1–2 км/с. В докладе рассмотрены задачи численного моделирования воздействия частиц грунта на сапфировое окно с целью оценки возможности повреждения при проникании. На основе сеточного лагранжева метода Уилкинса в 3D-постановке исследовано одиночное и групповое соударение шариков из кварцевого стекла, имитирующих частицы грунта ИНТ, с фрагментом сапфирового окна в виде сферического сегмента. Тетраэдрическая сетка для рассматриваемых элементов была построена на основе прямых методов с использованием шаблонов [6]. Для реализации контактных взаимодействий использовался симметричный метод расчета поверхности контакта соударяющихся тел [7], с применением точного определения точки соударения. Механизм образования трещин реализован путем раздвоения сетки в узле при срабатывании в нем критерия превышения критического значения главного напряжения ( $\sigma_1 > \sigma^*$ ) с образованием свободной поверхности, моделирующей микротрещину, нормаль

к которой максимально приближена к направлению главного напряжения. При расчете контактных поверхностей применялось условие идеального скольжения и непроникания по нормали.

При изготовлении пенетраторов цилиндрической формы диаметром обычно не более 0,5 м и длиной обычно не более 2 м с коническим наконечником [8] форма неудаляемого прозрачного окна может быть выполнена со сферической внешней поверхностью. Она будет выступать за пределы пенетратора подобно оптической системе типа «рыбий глаз» с максимально широким полем обзора (вдоль  $x$  поперек корпуса пенетратора):  $180^\circ \times 210^\circ$ , но также и с максимально зависящей от потоков частиц, реализуя програма-максимум научных исследований.

Неудаляемое прозрачное окно также может иметь цилиндрическую внешнюю поверхность соответствующую форме поперечного сечения пенетратора. И оно позволит создать поле обзора примерно  $140^\circ \times 210^\circ$  с минимальной зависимостью от потоков частиц, реализуя програма-минимум научных исследований.

В докладе показывается, что микрократеры формирующиеся под воздействием метеорных и грунтовых частиц по сути подобны сбоям работы сенсоров ПЗС-матрицы или их выходу из строя. Обсуждаются современные методы и средства минимизации этих последствий математико-компьютерными методами в т. ч. применяя алгоритмы восстановления смазанных изображений [9].

## Литература

- [1] Леун Е.В., Поляков А.А., Чалов С.А. К вопросу визуализации и проведения контактных исследований подповерхностных слоев грунта. *Техника и технология нефтехимического и нефтегазового производства. 13-я Междунар. науч.-техн. конф.: матер.* Омск, ОмГТУ, 2023, с. 105–106.
- [2] Кораблев О.И., Бондаренко А.В., Докучаев И.В., Иванов А.Ю. и др. Микроскоп-спектрометр проекта ФОБОС-ГРУНТ. *Астрономический вестник. Исследования Солнечной системы*, 2010, т. 44, № 5, с. 431–436.
- [3] Рогожин С.В., Чеверев В.Г., Вайнерман Е.С. и др. *Способ получения искусственного льда*. АС № 1649218 СССР, МПК F25C1/00, C09K3/24, № 4694538, 1991.
- [4] Peppas N.A., Merrill E.W. Poly (vinyl alcohol) hydrogels: Reinforcement of radiation-crosslinked networks by crystallization. *Journal of Polymer Science: Polymer Chemistry Edition*, 1976. <https://doi.org/10.1002/pol.1976.170140215>
- [5] Новиков Л.С. *Воздействие твердых частиц естественного и искусственного происхождения на космические аппараты*. Москва, Университетская книга, 2009, 104 с.
- [6] Галанин М.П., Щеглов И.А. *Разработка и реализация алгоритмов трехмерной триангуляции сложных пространственных областей: прямые методы*. Москва, Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша, 2006. 32 с.
- [7] Фомин В.М., Гулидов А.И., Сапожников Г.А., Шабалин И.И., Бабаков В.А. и др. *Высокоскоростное взаимодействие тел*. Новосибирск, СО РАН, 1999, 600 с.

- 
- [8] Леун Е.В., Нестерин И.М., Пичхадзе К.М., Поляков А.А., Сысоев В.К. Обзор схем пенетраторов для контактных исследований космических объектов. *Космическая техника и технологии*, 2022, № 2 (37), с. 103–117.
- [9] Сизиков В.С., Кирьянов К.А. Два быстрых алгоритма восстановления смазанных изображений. *Известия вузов. Приборостроение*, 2013, т. 56, № 10, с. 24–30.

УДК 629.7

## Особенности разработки и испытаний тепловых аккумуляторов для космического применения

Сеньшина Татьяна Александровна

senshinata@laspace.ru

Панин Юрий Вячеславович

PaninIUV@laspace.ru

АО «НПО Лавочкина»

*В работе приведен ряд вопросов, связанных с выбором теплоаккумулирующих материалов и конструктивного исполнения теплового аккумулятора, которые возникают при разработке, проектировании и испытаниях теплового аккумулятора для космических аппаратов различного назначения. Показано, что разработка теплового аккумулятора является комплексной задачей на стыке конструирования, теплофизики и химии, решение которой позволяет существенно повысить возможности современных космических аппаратов.*

**Ключевые слова:** тепловой аккумулятор, теплоаккумулирующий материал

Тепловой аккумулятор (ТА) — это устройство, обеспечивающее необходимый тепловой режим за счет использования внутренней энергии фазового перехода материала заправки аккумулятора. Применение ТА в составе системы обеспечения теплового режима (СОТР) космического аппарата (КА) позволяет сгладить пиковые тепловые нагрузки на оборудование и агрегаты, автономно поддерживать тепловой режим работы систем КА, в том числе при отсутствии возможности другого способа отвода или подвода тепла, кроме теплопроводности и фазового превращения материала в ТА.

Существуют различные способы применения ТА в космической технике, например, для обеспечения теплового режима электронной аппаратуры и оборудования с большой рассеиваемой мощностью, что позволяет уменьшить массу и объем конструкции блоков приборов. В настоящее время для этого активно применяются бескорпусные ТА, в которых используются формоустойчивые ТАМ, что позволяет интегрировать ТА непосредственно в конструкцию узлов или блоков [1].

Применение ТА в качестве термобуфера в низкотемпературной системе позволяет при изменении ориентации КА относительно Солнца, а следовательно, изменении условий сброса тепла с радиатора, увеличить время процесса отвода тепла с объекта охлаждения на радиатор, тем самым поддерживая необходимую температуру низкотемпературных оптоэлектронных устройств.

ТА необходимы при импульсных тепловыделениях большой мощности, например, выдаваемой на двигательную установку при отсутствии необходимой площади радиатора для утилизации такого количества тепла. ТА незаменимы в аппаратах, работающих в условиях высоких температур, таких как поверхность планеты Венеры, где нет другого способа отвода тепла, кроме фазового превращения материала в ТА.

Работа ТА основана на захлаживании ТАМ, что обеспечивается различными способами, например, за счет размещения ТА в зоне термостатированной температуры или с помощью активных или пассивных средств. Так на миссии Венера аккумулятор захлаживается при перелете и в дальнейшем обеспечивает тепловой режим приборного контейнера на поверхности планеты. К пассивным средствам можно отнести тепловые трубы, которые должны иметь тепловой контакт с ТА и таким образом обеспечивать отвод от ТА тепловой энергии. Существуют и другие способы использования ТА в связке с тепловыми трубами, например, ТА с последующим отводом тепла на малогабаритный радиатор, что позволяет существенно сократить площади радиатора [2].

Создание ТА неразрывно связано с решением различных вопросов, позволяющих определить наиболее подходящее исполнение в условиях поставленной задачи. Первоначальным для разработки ТА являются условия его назначения в составе КА и функционирование самого КА от начала наземной отработки до запуска в составе ракеты-носителя и летной эксплуатации. Здесь необходимо отметить, что орбитальные КА и посадочные аппараты десантных миссий подвергаются воздействию различных внешних факторов, что не может не оказать влияния на условия работы ТА. ТА, применяемые в орбитальных или посадочных КА, должны разрабатываться с учетом факторов наличия или отсутствия гравитации, циклического или разового применения и необходимых температурных режимов, с учетом внешних тепловых воздействий.

Основная функция ТА обеспечивать необходимую теплоемкость при заданной подводимой мощности. Теплоемкость ТА зависит от теплофизических свойств теплоаккумулирующего материала (ТАМ) и его массы. Масса заправки и необходимая суммарная теплоемкость ТА, т.е. тепловой поток, поглощаемый ТАМ, определяются по формуле:

$$A_{T.емк} = C_{P.ТВ} m \Delta T + r m + C_{P.Ж} m \Delta T,$$

где  $\Delta T$  — разница температур между внешней средой и ТАМ;  $r$  — теплота фазового перехода ТАМ;  $C_{P.ТВ}$ ,  $C_{P.Ж}$  — теплоемкость ТАМ соответственно в твердой и жидкой фазе;  $m$  — масса ТАМ.

Условие выбора ТАМ и массы заправки:

$$A_{T.емк} \geq A_0,$$

где  $A_{T.емк}$  — тепловой поток, который может поглотить ТАМ;  $A_0$  — тепловой поток, действующий на тепловой аккумулятор.

ТАМ выбирается в зависимости от условий функционирования системы и требуемого температурного режима. Но существуют ограничения, сужающие перечень подходящих ТАМ, в том числе совместимость материалов, многообразие и стабильность температуры фазового перехода, стабильность характеристик при влиянии внешних воздействий. Например, перспективно применение в качестве ТАМ кристаллогидратов солей, но для уменьшения переохлаждения при фазовом переходе требуется введение инициаторов кристаллизации [4].

На примере сравнения трехводного азотнокислого лития с температурой плавления 30 °С и эйкозана с температурой плавления 37 °С, как наиболее подходящего аналога для данного кристаллогидрата, показано, что при существующих недостатках тригидрата нитрата лития, этот кристаллогидрат наиболее подходящий для применения в качестве ТАМ для венерианских посадочных миссий, т.к. имеет большую скрытую теплоту фазового перехода при той же массе, обеспечивая более длительное поддержание необходимой температуры и занимая меньший объем [5].

Выбор ТАМ также обусловлен наличием внутренних теплопроводных структур внутри ТА, так как мелкоячеистые элементы могут препятствовать равномерному распределению материала заправки. Не менее важным вопросом, зависящим от свойств ТАМ, является технология заправки ТА, так как ТАМ может быть одноразового применения и после фазового перехода не возвращаться в исходное состояние и химический состав без дополнительных манипуляций.

Взаимодействие ТАМ с материалом корпуса ТА может приводить к коррозии, что может решаться нанесением защитных антикоррозионных покрытий на внутреннюю полость корпуса или введением ингибиторов коррозии непосредственно в ТАМ.

Эффективность расплава или захлаживания ТАМ в корпусе ТА во многом зависит от эффективности подвода или отвода тепла от источника к ТАМ. В корпусных ТА за эффективность подвода тепла отвечают ребра, расположенные внутри и позволяющие равномерно распределить тепло по внутреннему объему ТА. В случае установки тепловой трубы на наружную поверхность корпуса ТА на локальном участке использование конструкции ребер с постоянным шагом может быть недостаточно эффективным, и могут возникать участки нерасплавленного (замороженного) ТАМ, что может привести к снижению общей теплоемкости ТА. Решение данной задачи существенно зависит от размеров и зон теплового контакта и может решаться путем внедрения нелинейного распределения ребер или наиболее эффективным способом — размещением тепловой трубы непосредственно внутри ТА. В связи с этим задача по моделированию тепловых процессов внутри ТА является одной из важнейших при разработке его внутренней конструкции.

Определение и выбор эффективной конструкции внутренней структуры ТА на этапе проектирования и при дальнейшей разработке может претерпеть существенные изменения в связи с ограниченными технологическими возможностями. К наиболее простым способам формирования внутренней структуры можно отнести изготовление ребер простых форм в корпусе с помощью фрезерования или сварки ребер с корпусом, а также гофры, получаемые формованием листов толщиной 0,3–0,8 мм с последующей пайкой собранного «пакета» гофрированных и ровных листов в корпус ТА. Современные технологические возможности позволяют проводить фрезерование ребер почти любой сложности на современных станках ЧПУ, также существуют варианты изготовления с применением



аддитивных технологий, позволяющих создавать внутренние структуры сложных форм и конфигураций, чего сложно добиться механической обработкой закрытых полостей. Также возможно печатать корпус ТА и внутренние структуры единой деталью за один цикл. Однако данная технология недостаточно освоена, так как существуют риск, что напечатанный ТА не будет иметь достаточную герметичность в условиях космического пространства [3].

Испытания тепловых аккумуляторов для космического применения в наземных условиях требуют минимизации влияния гравитации на параметры ТА или адекватную переоценку создаваемых гравитацией возмущений на работу ТА, отсутствующих в условиях космического полета. В зависимости от положения ТА в пространстве гравитационные силы могут негативно воздействовать на работоспособность ТА. В жидкой фазе материала ТАМ будут возникать конвективные потоки, которые при большом объеме жидкости или длительном времени расплавления могут оказывать существенное влияние на время работы ТА, что необходимо учитывать при расчетах и проектировании. В случае введения газа в ТА для компенсации изменений объема ТАМ при работе ТА возникает вопрос локализации газовой подушки в ТА в условиях гравитации, т.к. газовая подушка может изолировать подвод или отвод тепла, что отразится на тепловом режиме и времени работы ТА.

Разработка ТА является сложной проектно-конструкторской задачей, требующей постоянного совершенствования как конструкции, так и методов проектирования. Разработка ТА связана в том числе с решением задач по разработке новых материалов, имеющих большую теплоемкость и другие необходимые параметры. Все это подтверждает, что разработка ТА является комплексной междисциплинарной задачей на стыке конструирования, теплофизики и химии, решение которой позволяет существенно повысить возможности современных КА.

## Литература

- [1] Алексеев В.А. Основы проектирования тепловых аккумуляторов космических аппаратов. Курск, Науком, 2016, 248 с.
- [2] Финченко В.С., Котляров Е.Ю., Иванков А.А. *Системы обеспечения тепловых режимов автоматических межпланетных станций*. Химки, АО «НПО Лавочкина», 2018, 400 с.
- [3] Сеньшина Т.А., Холяков А.Е., Панин Ю.В., Борщев Ю.П. Обзор применения аддитивных технологий в тепловых агрегатах с фазопереходными процессами и пути совершенствования их конструкции на основе этих технологий. *Вестник НПО им. С.А. Лавочкина*, 2023, № 3, с. 81–87.
- [4] Данилин В.Н. *Физическая химия тепловых аккумуляторов*. Краснодар, КПИ, 1981, 90 с.
- [5] Бугрова А.Д., Котляров Е.Ю., Шабарчин А.Ф., Финченко В.С. К вопросу о применении комплекса упрощенных математических моделей на начальной стадии теплового проектирования межпланетного космического аппарата. *Тепловые процессы в технике*, 2022, т. 14, № 4, с. 146–160.

УДК 629.7

## Повышение качества процесса изготовления электроизоляционных пленок для электронных приборов летательных аппаратов

Новичков Вадим Михайлович<sup>1</sup>

novichkov@bmstu.ru

Мишин Юрий Николаевич<sup>2</sup>

geo375@mail.ru

<sup>1</sup> МГТУ им. Н.Э. Баумана<sup>2</sup> АО «НПО Лавочкина»; МАИ

*Исследованы способы построения системы управления процессом смешивания компонентов лака для создания на поверхности элементов электронных приборов летательных аппаратов электроизоляционного влагозащитного покрытия с требуемыми характеристиками качества. Представлено научно обоснованное техническое решение, повышающее качество изготавливаемых электроизоляционных пленок за счет улучшения метрологических показателей результатов измерения веса и вязкости лака в процессе смешивания его компонентов. Полученное техническое решение нацелено на обеспечение требований и норм государственного стандарта при мелкосерийном производстве электроизоляционных влагозащитных покрытий.*

**Ключевые слова:** система управления, ротационный вискозиметр, весовой дозатор, тензорезистор, моносulfид самария, качество электроизоляционных пленок

Защита электронных приборов от влажности позволяет противостоять: быстрому разрушению электрических и механических элементов датчиков и других элементов приборной аппаратуры из-за: снижения сопротивления изоляции; электрического пробоя; коррозии металлических элементов и ухудшения их механических характеристик.

При производстве электронных приборов летательных аппаратов для их защиты от влажности окружающей среды среди прочих средств применяют электроизоляционные лаки [1]. Эти лаки представляют собой многокомпонентные субстанции, которые должны соответствовать требованиям стандартов по рецептуре и технологическому регламенту. Среди основных требований, предъявляемых к покрывным лакам, выделены: быстрое высыхание; хорошая адгезия к покрываемой поверхности; способность образовывать твердую и механически прочную пленку; надлежащие по техническим условиям электрические характеристики; хорошие влаго- и термостойкость. Одна из проблем производства состоит в том, что отдельные компоненты лаков могут быть токсичными и пожароопасными. Поэтому проблема разработки специализированной дистанционной системы автоматического управления производством лаков, пленок и волокон, механизации транспортирования и загрузки вредных веществ является актуальной.

Основным методом исследования является теоретико-индуктивный метод, основанный на системном подходе к решению проблемы изготовления многокомпонентных лаков, моделировании измерительных процессов и анализе существующих средств ее решения.

В результате проведенного исследования сделан вывод, что повышение качества процесса изготовления электроизоляционных пленок для электронных приборов летательных аппаратов может быть достигнуто путем построения специализированной системы автоматического управления процессами производства и контроля качества производственных процессов.

В соответствии с ГОСТ 20824–81. «ЭП-730. Технические условия» технология получения электроизоляционного влагозащитного покрытия в виде эпоксидного лака состоит в том, что сначала изготавливают полуфабрикат, разбавляя лак до рабочей вязкости 11...12 секунд смесью ксилола, ацетона и этилцеллозольва, взятых в соотношении 4:3:3 по объему. Затем, перед применением в полуфабрикат лака добавляют отвердитель № 1 из расчета: 3 части отвердителя на 100 частей полуфабриката по массе и тщательно перемешивают. Эту смесь выдерживают перед нанесением не менее 1 часа при температуре  $(20 \pm 2)$  °С. При работе с этими компонентами требуется большая аккуратность, так как ксилол при нагреве взрывоопасен, ацетон горюч и токсичен, а этилцеллозольв (этиловый эфир этиленгликоля) горюч. Это требует соблюдения высоких стандартов по технике безопасности на производстве, на что, помимо качества лака, нацелена представленная в докладе система управления процессом смешивания компонентов лака.

Описанный технологический процесс нацелен на получение качественных пленок с требуемыми показателями по твердости и гибкости. При создании покрывного лака система автоматического управления измеряет время течения этапов производства, массу вещества, его температуру и вязкость. В этом процессе применены такие средства измерения, как вискозиметр и весовой дозатор. В рамках системы управления типовой процесс измерения требует совершенствования по показателям точности и синхронизации по времени отдельных технологических параметров.

Для целей повышения качества результатов измерения оптимальным чувствительным элементом является тензорезистор на основе моносulfида самария [2]. В системе используются резисторные измерительные мосты на их основе. Их малые размеры и высокая тензочувствительность [3, 4] позволяют, совместно с алгоритмической и схемной компенсацией (калибровкой) позволяют применить в системе ротационный вискозиметр с модулем измерения крутящего момента и весовой дозатор, обладающие требуемой точностью и малыми габаритными размерами.

Измерительная часть ротационного вискозиметра, входящего в состав системы и предназначенного для измерения вязкости жидких компонентов лака при заданных моментах и требуемой чувствительности торсионметра, строится на основе тензорезисторов из моносulfида самария и специально по-

добранных материала и геометрических размеров втулки. Для снижения амплитудных и фазовых искажений выходного сигнала из-за близости собственных колебаний торсионметра к частоте пульсаций измеряемого момента используется втулка с большой жесткостью, а возникающее в этом случае снижение чувствительности торсионметра компенсируется выбранными тензорезисторами с высоким коэффициентом тензочувствительности.

Для измерения с высокой точностью малых масс смешиваемых компонентов лака требуется повышенная чувствительность тензобалки весового дозатора. Это достигается путем выбора ее конструкции и этих же тензорезисторов, обладающих высоким коэффициентом тензочувствительности.

Техническое решение по обеспечению требований и норм государственного стандарта при мелкосерийном производстве электроизоляционного влагозащитного покрытия (пленок) для электронных приборов летательных аппаратов и их элементов научно обосновано. Положительный результат достигается, в том числе, благодаря применению чувствительных элементов в виде тензорезисторов с повышенным коэффициентом тензочувствительности.

## Литература

- [1] Вятлев П.А., Шеманов А.Г., Горный С.Г., Юдин К.В., Григорьев П.С., Мишин Ю.Н. Анализ качества меандра фольгового электронагревателя космического назначения, изготовленного с использованием лазерного излучения. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2022, вып. 9. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2022-9-2208>
- [2] Володин Н.М., Мишин Ю.Н., Тулин И.Д., Маркачева А.А. *Наклеиваемый полупроводниковый тензорезистор*. Патент № 127515 U1 РФ, МПК H01L 29/84. EDN FUPIAR
- [3] Мишин Ю.Н., Чухлов В.Д., Мартынов В.В., Володин Н.М., Зайцев А.Н., Симакин С.Б. Исследование редкоземельного полупроводника на отечественной установке вакуумного напыления. *Вакуумная техника и технология*, 2011, т. 21, № 4, с. 221–224. EDN OTQTSN
- [4] Новичков В.М., Мишин Ю.Н., Филинов Н.И. Автоматизированная система управления процессом напыления тензорезисторов на основе моносulfида самария. *Наукоемкие технологии в космических исследованиях Земли*, 2019, т. 11, № 1, с. 58–65. <https://doi.org/10.24411/2409-5419-2018-10225>

УДК 681.5

## Учет особенностей электронагревателей в составе системы обеспечения теплового режима космического аппарата

Германов Лев Николаевич<sup>1</sup>

germanov1@mail.ru

Новичков Вадим Михайлович<sup>2</sup>

novichkov@bmstu.ru

<sup>1</sup> АО «НПО Лавочкина»<sup>2</sup> МГТУ им. Н.Э. Баумана

*Рассмотрены электронагреватели в составе системы обеспечения теплового режима бортового комплекса управления космического аппарата. Проанализировано влияние космического пространства на функционирование электронагревателей. Представлена модель электронагревателя. Показано, что предварительный тепловой расчет необходимо проводить с учетом наихудших сценариев для следующих исходных данных: положение космического аппарата относительно Солнца подвержено изменению, внешние воздействия космического пространства влияют на свойства элементов электронагревателя и излучение тепловой энергии приборами, установленными на космический аппарат, вносит изменения в тепловую модель электронагревателя.*

**Ключевые слова:** космическое пространство, внешние воздействующие факторы, космический аппарат, тепловой режим, моделирование

В условиях космического пространства (КП), характеризующегося большим перепадом температур, наличием ионизирующих излучений, низкого давления и невесомости, почти отсутствует конвекционный отвод тепла от работающих приборов космического аппарата (КА). В связи с этим средствами системы обеспечения теплового режима (СОТР) КА служат прикрепляемые к объекту термостабилизации (аппаратуры) электронагреватели (НГ) для подогрева и охладители (ТЭМХ) для охлаждения. Основопологающей задачей СОТР является обеспечение температуры компонентов в оптимальном температурном диапазоне, когда космический аппарат подвергается воздействию космической среды во время полета [1]. Контроль работы и управление НГ и ТЭМХ, входящих в состав СОТР, осуществляется посредством бортового комплекса управления (БКУ) КА с учетом заложенного режима управления: 1) по временной циклограмме полета, 2) в скважном режиме, 3) по показаниям температурных датчиков (ТД). Третий режим управления — управление тепловым балансом по показаниям ТД — является наиболее точным и достаточно эффективным ввиду того, что в этом случае имеется обратная связь и управление значением текущей температуры объекта термостабилизации осуществляется компенсационным методом с отрицательной обратной связью по контролируемому (и управляемому) параметру — температуре. В нагреве участвуют только НГ.

При управлении тепловым балансом по показаниям ТД БКУ выполняет следующие действия:

- 1) опрашивает показания всех ТД в реальном масштабе времени с частотой, например, не реже 1 раз в мин. Такая частота для КА считается высокой;
- 2) обеспечивает продолжительность пребывания объектов управления (ТД) во включенном или отключенном состоянии не менее 0,1 мин;
- 3) выполняет обработку показаний ТД по заложенным алгоритмам;
- 4) контролирует (анализирует) работоспособность ТД;
- 5) обеспечивает выдачу показаний ТД в телеметрическую систему (ТМС) и соответственно в центр управления полетом (ЦУП).

При благоприятной статистике теплового равновесия [2], т. е. в установленном режиме работы СОТР, БКУ может осуществлять переход на другие режимы управления НГ: по временной циклограмме либо скважный [3, 4]. В этом случае важно точно подобрать параметры этих режимов.

Контроль работы НГ СОТР должен опираться на результаты моделирования тепловых режимов целевого оборудования (объектов термостабилизации) КА. Важной составляющей такого моделирования служит учет особенностей НГ, которые влияют на весь процесс управления температурным режимом. Модель НГ, включенная в общий контур управления нагревом, позволяет более точно определить параметры режимов работы СОТР в составе БКУ при управлении нагревом.

Контроль работы электронагревателей СОТР посредством теплового анализа необходим для изучения наихудших сценариев нарушения теплообмена, с которыми может столкнуться КА в полете. Это определит граничные условия для проведения моделирования и последующего задания режимов управления. Граничные условия можно определить исходя из следующих соображений. Когда на КА воздействует весь объем внешних тепловых воздействий (потоков солнечной и галактической энергии, а также инфракрасного излучения солнечных элементов), то тепловое внешнее воздействие будет наибольшим. Когда же КА обращен от Солнца, то тепловое внешнее воздействие будет наименьшим. Дополнительно к этому тепловой режим определяют внутренние источники тепла: различные бортовые приборы, энергетические установки и другая аппаратура, выделяющая при своей работе тепловую энергию.

Это показывает важность разработки модели НГ, учитывающей факторы КП, для ее применения в общем контуре управления при оценке значений параметров режимов работы СОТР в составе БКУ при управлении нагревом. Посредством системного подхода к оценке влияния характеристик НГ на процесс управления нагревом можно построить более точные модели управления и тем самым повысить качество управления нагревом и точность поддержания теплового баланса в режиме работы НГ СОТР по временной циклограмме и в скважном режиме. При этом можно более точно заложить режимы работы СОТР в БКУ. Для этого нужно рассчитывать температурные диапазоны, которые необходимо поддерживать в зависимости от траектории полета, а также количество потребляемой мощности нагревателей, их распо-

ложение на панели космического аппарата для оптимального режима его работы и возможные изменения характеристик нагревателей под воздействием внешних воздействующих факторов.

### Литература

- [1] Борщев Н.О., Белявский А.Е., Антонов В.А. Анализ систем обеспечения тепловых режимов отечественных космических аппаратов. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2022, № 7 (127), с. 1–17. URL: <https://engjournal.lbmstu.ru/articles/2193/2193.pdf> (дата обращения 15.11.2023).
- [2] Farrahi A., Pérez-Grande I. Simplified analysis of the thermal behavior of a spinning satellite flying over sun- synchronous orbits. *Applied Thermal Engineering*, 2017, vol. 125, pp. 1146–1156.
- [3] Цаплин С.В., Болычев С.А., Романов А.Е. *Теплообмен в космосе*. Самара, Самарский ун-т, 2018, 92 с.
- [4] Цаплин С.В., Болычев С.А. Исследование тепловых режимов оптико-электронного телескопического комплекса микроспутника при воздействии условий эксплуатации. *Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение*, 2017, № 2, с. 135–144.



УДК 621.396.96

## Оценка искажений при фильтрации сигнала с линейной частотной модуляцией, возникающих из-за нелинейности приемо-передающего тракта

Макаров Вячеслав Петрович  
Петров Александр Сергеевич  
Лукин Артем Геннадьевич

makarov@laspace.ru  
aspetr50@mail.ru  
timon01tt@yandex.ru

АО «НПО Лавочкина»

*Приведены аналитические выражения для оценки искажений при фильтрации сигнала с линейной частотной модуляцией, возникающих из-за нелинейности приемо-передающего тракта. Разработаны алгоритмы и процедуры численного моделирования искажений функции отклика, вызванных амплитудной и фазовой нелинейностью тракта, а также отклонением скорости изменения частоты входного сигнала от номинального значения. Разработана процедура отображения на экране монитора ЭВМ средствами пакета MathCad входного сигнала в виде последовательности импульсов, его спектра и функции отклика при отсутствии и при наличии искажений в тракте.*

**Ключевые слова:** *фильтрация сигнала, согласованная фильтрация, зондирование, модуляция частоты*

В аппаратуре дистанционного зондирования Земли в качестве зондирующих используются импульсные сигналы с линейной частотной модуляцией несущей частоты (ЛЧМ). Высокое разрешение аппаратуры обеспечивается путем согласованной фильтрации (СФ) таких сигналов в приемном устройстве, что позволяет уменьшить ширину выходного отклика на принимаемые импульсы в сотни и тысячи раз. Использование процедуры согласованной фильтрации приводит к тому, что на форму сигнала с ЛЧМ и амплитудно-фазовые характеристики (АФХ) приемопередающего тракта приходится накладывать жесткие ограничения. Следствием выхода за допустимые пределы значений параметров, как зондирующего сигнала, так и радиотехнического тракта станет искажение формы и расширение сжатого сигнала, его сдвиг по времени, а также возникновение множественных ложных эхосигналов. Время появления последних и их уровень станут зависеть от характера и степени искажений, вносимых трактом.

Теоретические вопросы формирования и согласованной фильтрации сигналов с учетом нелинейных искажений, вносимых трактом, изложены в классической статье [1], в монографиях [2, 3], а также во множестве других публикаций.

Численное моделирование проводится путем циклической свертки искаженного сигнала ЛЧМ, с сигналом согласованного фильтра с использованием быстрого прямого (FFT) и обратного (IFFT) преобразования Фурье (БПФ). Над входным сигналом выполняются следующие действия: оцифровка и пе-



ревод его в частотную область с помощью БПФ. Затем формируется согласованный фильтр и выполняется процедура его оконного сглаживания. При формировании согласованного фильтра во временной области, как правило, длительность ЛЧМ сигнала  $T$  меньше длительности интервала времени  $T_0$ , в котором производится синтез апертуры радиолокатора с синтезированной апертурой. Поэтому временным отсчетам согласованного фильтра на интервале от  $T$  до  $T_0$  присваиваются нулевые значения. После этого формируется функция искажения скорости изменения частоты ЛЧМ сигнала; реализуется фильтр, моделирующий нелинейные искажения, вносимые трактом. В частотной области формируется сигнал на выходе согласованного фильтра с учетом влияния искажений, вносимых трактом. Наконец, с помощью обратного преобразования Фурье определяется функция отклика на входной сигнал во временной области. После этого строятся графические зависимости, которые в наглядной форме демонстрируют результаты согласованной фильтрации и влияния нелинейных искажений тракта.

Путем выполнения численного эксперимента проанализированы следующие типы искажений:

- расхождение между скоростью изменения частоты ЛЧМ сигнала  $K$  и согласованного фильтра по закону  $K' = K[1 + \delta_K \cos(N_K \omega)]$ ;
- искажение АЧХ по закону  $[1 + a \cdot \cos(N_A \omega)]$ ;
- искажение ФЧХ по закону  $[1 + b \cdot \sin(N_B \omega)]$ ;
- одновременное искажение по трем указанным выше типам.

Численный эксперимент показал, что самые небольшие отклонения крутизны изменения частоты ЛЧМ сигнала приводят к резкому расширению функции отклика, а значит к ухудшению пространственного разрешения локатора. Модуляция амплитудно-фазовой характеристики приемного тракта приведет к появлению кратных эхосигналов и к формированию на изображении ложных целей и шумов, а также к сдвигу фрагментов изображения.

Разработанные алгоритмы и программное обеспечение позволяют при контроле принимаемого сигнала по характеру и уровню возникших искажений выявить вызвавшие их причины. Результат оперативного анализа возникших проблем приведет к выдаче обоснованных рекомендаций по их устранению.

## Литература

- [1] Difranco J.V., Rubin W.L. Analysis of Signal Processing Distortion in Radar Systems. *IRE Transactions on Military Electronics*, 1962, MIL-6, pp. 219–227.
- [2] Кук Ч., Бернфельд М. *Радиолокационные сигналы*. Москва, Советское радио, 1971, 568 с.
- [3] Cumming I.G., Wong F.H. *Digital Processing of Synthetic Aperture Radar Data*. Artech House, 2005, 642 p.

# Содержание

---

<b>Участники .....</b>	<b>3</b>
<b>Руководители оргкомитета .....</b>	<b>5</b>
<b>Программный комитет .....</b>	<b>5</b>
<b>Секция II. Наукоемкие технологии в ракетно-космической технике .....</b>	<b>7</b>
<i>Вокин Г.Г., Насибулин М.Ш., Макаров М.И., Старовойт С.С.</i> Концептуальные основы синергетической технологии исследовательского проектирования подвижных ракетно-космических комплексов, предназначенных для запуска малых космических аппаратов .....	9
<i>Насибулин М.Ш., Рудаков В.Б.</i> Совершенствование методического обеспечения приемочного контроля технических параметров и надежности иерархических систем космической техники в условиях мелкосерийного производства .....	11
<i>Кукушкин С.С., Насибулин М.Ш., Макаров М.И.</i> Методы оптимизации информационных процессов формирования помехоустойчивых кодов в высокоскоростных космических инфотелекоммуникационных системах ...	13
<i>Носова О.А., Хапаев О.А., Блинов Д.С., Носов А.</i> Исследования жесткости безззорного нереверсивного роликвинтового механизма для изделий космической техники .....	16
<i>Блинов В.Н., Косицын В.В.</i> Проект по созданию малобюджетного низкоорбитального малого космического аппарата дистанционного зондирования поверхности Земли .....	20
<i>Богданов С.А., Коновалов В.П., Мурашов А.А.</i> Проблемные вопросы информационно-телеметрического обеспечения полета ракет-носителей и разгонных блоков при запуске с космодрома «Восточный» .....	23
<i>Гончаров В.В., Клименко Ю.Л., Ковардаков А.В., Насибулин М.Ш.</i> Методический подход к оценке контрольных уровней основных показателей надежности перспективных космических ракетных комплексов .....	28
<i>Пичурин Ю.Г., Чувакова Е.А.</i> Обеспечение автоматизации и цифровизации информационно-аналитической деятельности в части контроля технологических процессов .....	33
<i>Филин А.Е., Халатов Е.М.</i> Опыт разработки интерактивной эксплуатационной документации в программном комплексе Seamatica Enterprise .....	36
<i>Жуков Д.А., Тимофеев Ю.М., Халатов Е.М.</i> Разработка библиотеки блоков для гидравлических расчетов систем газоснабжения ракетно-космических комплексов в программном комплексе SimInTech .....	38
<i>Камишлина И.А.</i> Повышение точности фрезерования тонкостенных корпусных изделий агрегатов пневмоавтоматики ракетно-космической техники .....	41
<i>Раткин Л.С.</i> Роль Совета ветеранов Российской академии наук в развитии межотраслевой кооперации при выпуске изделий ракетно-космической техники на примере построения квантовых сетей .....	43

<i>Раткин Л.С.</i> К 300-летию Российской академии наук: особенности обеспечения информационной безопасности и защиты данных при выполнении в академических институтах работ по специальным проектам и программам выпуска ракетно-космической техники .....	47
<i>Колтаков В.И., Корнеев И.С.</i> Сверхскоростное фрезерование — метод повышения эффективности механической обработки .....	54
<i>Мырзин В.В.</i> Эквидистантный метод топологической оптимизации деталей .....	56
<i>Ломакин И.В., Юхневич С.С.</i> Применение электрофизических методов обработки деталей из труднообрабатываемых материалов .....	59
<i>Устинов К.А., Широкожухова А.А.</i> Обеспечение качества выполнения отверстий малого диаметра при обработке деталей сложной геометрической формы ....	62
<i>Бурцев А.С., Филоненко П.А., Эртман В.А.</i> Марковская модель показателя надежности подготовки к штатной работе изделий ракетно-космической техники при нормативном времени выполнения каждой операции .....	64
<i>Подшибякина В.А., Рязанцев А.Ю.</i> Проблемы изготовления жестких и гибких трубопроводов жидкостных ракетных двигателей .....	69
<i>Кунавин С.А.</i> Особенности деформирования и разрушения аустенитной жаропрочной стали при низких и высоких температурах .....	72
<i>Кунавин С.А., Скоробогатых В.Н., Нахабина М.С., Мишина И.В., Мельников А.П.</i> Влияние структуры и температуры на механические свойства стали типа 15ХМ при статическом и циклическом нагружении .....	74
<i>Епифанов К.И., Меньшиков Г.А., Панкратов А.С.</i> Исследования технологии ремонта дефектных зон в соединениях сварки трением с перемешиванием методом аргонодуговой сварки при производстве герметичных емкостей ....	77
<i>Астахов Ю.П., Белов И.И., Кочергин С.А., Кушнарченко С.В., Мазуркевич А.Н., Перепечкин А.А., Фомичев А.О.</i> Диверсификация технологий производства ракетно-космической промышленности .....	81
<b>Секция 12. Объекты наземной инфраструктуры ракетных комплексов .....</b>	<b>83</b>
<i>Никитин А.О.</i> Сравнительный анализ вариантов исполнения транспортно-установочного оборудования перспективной ракеты космического назначения вертикального взлета и посадки .....	85
<i>Игрицкий В.А., Иванов А.Г., Шиловская Д.Д.</i> Влияние ширины прохода между сидениями на время посадки людей в кабину перспективной системы экстренной эвакуации со стартовых комплексов ракет космического назначения .....	87
<i>Игрицкая А.Ю., Игрицкий В.А., Головтеева М.М.</i> Использование оконного преобразования Фурье при анализе данных видеорегистрации колебаний несущих конструкций наземного оборудования космических ракетных комплексов .....	90
<i>Игрицкий В.А., Игрицкая А.Ю.</i> Разработка технологии транспортировки и подготовки к пуску перспективного малого разгонного блока .....	93
<i>Кобызев С.В., Игрицкий В.А.</i> Разработка технологии заправки малого разгонного блока газообразным азотом, газообразным кислородом и газообразным метаном .....	96

<i>Игрицкий В.А.</i> О предпосылках к изменению подходов к созданию наземной инфраструктуры ракетных комплексов космического назначения .....	99
<i>Синельщиков А.В., Драгун Д.К.</i> Оценка эффективности технических комплексов космодромов для подготовки изделий ракетно-космической техники на основе комплексных и интегральных показателей .....	102
<i>Резник С.В., Денисов А.О.</i> Техничко-экономическое обоснование создания частного космодрома для запуска сверхлегких ракет-носителей .....	109
<i>Майер В.В., Ханенко Д.С., Черемисин М.</i> Разработка следящей поворотной антенной системы космических объектов .....	112
<i>Ярославцева М.М., Чупина Е.С.</i> Проектирование решетчатых конструкций для защиты устройств отвода быстроразъемных соединений от газодинамических нагрузок при старте ракеты космического назначения .....	115
<i>Александрук Е.Ф., Комлев Д.С., Ломакин В.В., Прилепин А.В., Садков А.А., Тихомиров И.В., Чузунов А.Д.</i> О возможности применения полиуретанового амортизатора лепесткового типа в системах сейсмозащиты объектов .....	118
<i>Бобровник В.И., Чугунков В.В.</i> Анализ возможности применения массовых расходомеров для дозирования компонентов ракетного топлива при заправке топливных баков летательных аппаратов .....	121
<i>Романяк А.Ю., Матвеева О.П.</i> Влияние несимметричного температурного нагружения плоскопараллельных каналов на теплоперенос в системах термостатирования .....	124
<i>Алифанов Д.А., Шульга В.М., Николаев А.В., Борисов В.Г., Васильев В.В.</i> Комплекс заправки нафтилом баков разгонного блока .....	127
<i>Шестаков Е.В., Матвеева О.П.</i> Пути снижения электропотребления при воздушном термостатировании космического аппарата в транспортном контейнере .....	130
<i>Крылов П.В., Бармин И.В., Козлов В.В., Бондарь В.В., Михайлова И.П.</i> Способы экспериментальной отработки технологий мембранного осушения в системах термостатирования стартовых ракетных комплексов .....	133
<i>Крылов П.В., Абросимов Н.А., Черкасов И.А., Козлов В.В., Ксенофонтова Е.А.</i> Перспективные схемы подготовки и осушения воздуха в системах обеспечения температурного режима стартовых ракетных комплексов среднего класса .....	136
<i>Кунавич С.А., Синильщиков В.Б.</i> Расчетное построение силовых характеристик пневмогидравлических амортизаторов .....	138
<i>Кунавич С.А., Маштаков А.П.</i> Определение реакций арочного эластомерного амортизатора с использованием вязкоупругих моделей материалов .....	140
<i>Чугунков В.В., Золин А.В.</i> Обобщенный подход к анализу охлаждения ракетного топлива в емкостях наземных комплексов с использованием жидкого азота .....	142
<i>Сычев И.Д., Кирьянова А.Н., Матвеева О.П.</i> Анализ технологий с гибкими нагревательными элементами для поддержания температурных режимов в цистернах со специальными жидкостями .....	145
<i>Краснобаев Ю.Л., Мелешко В.Ю., Курьлев В.В., Барышов Д.П.</i> Электролитическая обработка стоков от нейтрализации продуктов сгорания энергонасыщенных материалов .....	148

<i>Зверев В.А., Игрицкий В.А., Языков А.В.</i> Многопараметрический анализ конструкций балочных стрел подъемно-установочных агрегатов для ракет космического назначения .....	151
<b>Секция 13. Баллистика, аэродинамика летательных аппаратов и управление космическими полетами .....</b>	<b>153</b>
<i>Горяйнов В.А.</i> Аэродинамика ракетной каретки при взаимодействии сверхзвуковой струи ракетного двигателя твердого топлива с полотном рельсового испытательного стенда .....	155
<i>Солотин Н.А., Колесникова Д.С.</i> Особенности организации информационного обмена с малогабаритным инерциальным навигационным модулем типа ТСКЯ .....	157
<i>Румянцев Н.В., Павлов Д.В.</i> Интеллектуализированная система контроля, диагностики и прогнозирования состояния бортовых систем космических аппаратов с использованием искусственных нейронных сетей .....	159
<i>Колесникова Д.С.</i> Подход к построению алгоритмов деформации управляющих полей .....	162
<i>Арувелли С.В., Гуреев П.С., Иванов С.Г.</i> Программный комплекс прототипирования и моделирования космических систем .....	165
<i>Пономарева И.А., Егорова Н.В., Иванов С.Г.</i> Особенности решения баллистических задач в миссии «Рассвет-1» ООО «Бюро 1440» .....	168
<i>Хрипунов И.В., Кузнецов А.А.</i> О новом способе ускорения расчета плотности верхней атмосферы .....	171
<i>Сметана В.В., Лазарев А.А., Давыдов И.Е.</i> Исследование динамики возмущенного движения многофазового упругого блока ракеты носителя на участке посадки .....	173
<i>Иванов Г.М., Муртазин Р.Ф., Чудинов Н.А.</i> Резервирование сближения космического корабля с орбитальной станцией в случае аварии ракеты-носителя на этапе выведения .....	177
<i>Гаврилова А.А., Беляев А.А., Ступак Г.Г.</i> Методика идентификации оптических измерений с данными орбитального каталога космических объектов .....	179
<i>Ковтун В.С.</i> Методологические основы когнитивно-вариабельного обеспечения синергетическими ресурсами авто .....	182
<i>Беляев А.А., Корянов В.В., Гаврилова А.А.</i> Подход к определению параметров орбитального построения группировки космических аппаратов мониторинга техногенных космических объектов .....	185
<i>Кухаренко А.С., Корянов В.В.</i> Разработка прототипа стенда отработки систем ориентации и стабилизации космического аппарата .....	188
<i>Иванов С.Г., Гришко Д.А.</i> Оценка затрат суммарной характеристической скорости для коррекции долготы восходящего узла и аргумента перигея на средних орбитах .....	191
<i>Симонов А.В., Гордиенко Е.С., Косенкова А.В., Розин П.Е.</i> Разработка методики статистического уточнения импульса последействия маршевого двигателя разгонного блока «Фрегат» для уменьшения ошибок выведения .....	194

<i>Гордиенко Е.С., Ивашкин В.В., Косенкова А.В.</i> Коррекция траектории полета космического аппарата на высокие круговые орбиты искусственного спутника Луны с двухимпульсным торможением у Луны .....	198
<i>Кухаренко А.С., Обносов К.Б., Игнатов А.И., Корянов В.В.</i> Уравнения углового движения спускаемого аппарата управляемого смещением центра масс .....	201
<i>Коцько П.А.</i> Применение нейронных сетей для проведения маневра сближения космических аппаратов .....	206
<i>Петров С.Д., Трофимов Д.А., Чекунов И.В., Смирнов С.С., Усачев В.А.</i> Обеспечение автономных навигационных координатно-временных определений в системе ГЛОНАСС .....	209
<i>Вафин К.М., Кузнецов А.А.</i> О новом способе ускорения расчета тяготения Земли .....	211
<i>Денисов М.А., Майорова В.И.</i> Расчет аэродинамических характеристик объемных тел с помощью панельных методов .....	213
<i>Кириллов А.В.</i> Организации группы летательных аппаратов .....	216
<i>Кальницкий И.Е., Пичугин С.Б.</i> Современные способы и средства оптической связи для межспутниковых трактов .....	219
<i>Пичугин С.Б.</i> Обобщенная модель спутника ретранслятора с функцией маршрутизации и межспутниковыми трактами .....	221
<i>Шагин П.Н.</i> Алгоритм расчета параметров управления движением баллистической ракеты на участке полета последней ступени .....	223
<i>Колтунович М.А., Назарова Д.К.</i> Исследование аэродинамических характеристик крыла с различными вариантами перфорированных интерцепторов .....	226
<i>Лебедева Н.В., Соловьев С.В.</i> Формирование математического подхода для выявления изменений в состоянии бортовых систем пилотируемого космического корабля .....	229
<i>Голубев А.Г., Пивоварова Н.П.</i> Численное моделирование обтекания спускаемого аппарата с высоким аэродинамическим качеством .....	232
<i>Старинова О.Л., Старостина Т.В.</i> Исследование этапа спуска космического аппарата на поверхность спутника Юпитера Каллисто .....	235
<i>Евдокимов Р.А., Тугаенко В.Ю., Мацак И.С.</i> Дистанционное энергоснабжение нано- и микроспутников с российской орбитальной станции: преимущества и баллистические ограничения .....	239
<i>Богачева А.Е., Комаровский А.Ю., Самыловский И.А., Филиппов А.А., Царегородцев А.Ю., Сазонов В.В.</i> Планирование целевого применения группировки космических средств с использованием программной среды MIDE .....	242
<i>Аверьянова А.Д., Луценко А.Ю.</i> Численное моделирование обтекания возвращаемой на парашюте двигательной установки первой ступени ракеты-носителя .....	249
<i>Калинин И.И.</i> Математическая модель функционирования орбитальной группировки дистанционного зондирования Земли с учетом местоположения наземных принимающих устройств и их характеристик .....	251



<i>Петух В.П., Назарова Д.К.</i> Исследование аэродинамики модели летательного аппарата при ее вращении в плоскости угла атаки .....	253
<i>Корянов В.В., Подчуфаров А.А., Казуров В.В.</i> Подготовка кадров в области динамики, баллистики и управления движения космических и спускаемых аппаратов в рамках реализации программы передовой инженерной школы МГТУ им. Н.Э. Баумана .....	256
<i>Драгун А.И., Назарова Д.К., Калугина М.Д.</i> Исследование влияния геометрических параметров летательного аппарата со стабилизирующей юбкой на его аэродинамические характеристики .....	258
<i>Бетанов В.В.</i> Варианты решения задач технологического цикла навигационно-баллистического обеспечения управления космическими аппаратами с использованием систем искусственного интеллекта .....	261
<i>Муртазин Р.Ф., Уфимцев М.Д.</i> Анализ окон старта при перелете от Российской орбитальной станции к лунной орбитальной станции с использованием «грависферного» маневра .....	264
<i>Казаков Г.В., Кунавин В.И., Мочалов В.В., Алпатов Е.В.</i> Повышение точности баллистического способа определения давления атмосферы .....	266
<i>Целин А.Р.</i> Особенности анализа динамики отделения крышки узлов подвески парашютного контейнера от возвращаемого аппарата пилотируемого транспортного корабля нового поколения .....	269
<i>Чудинов Н.А., Муртазин Р.Ф.</i> О выборе орбиты для Российской орбитальной станции и новых возможностях для пилотируемой космонавтики .....	272
<i>Беляева Е.К., Муртазин Р.Ф.</i> Эффективная транспортная система для реализации Лунной программы .....	275
<i>Муртазин Р.Ф., Канищева М.А., Чудинов Н.А.</i> Анализ 25-летнего опыта маневрирования Международной космической станции .....	279
<i>Аникеева М.И., Дядькин А.А., Михайлов М.В.</i> Численные исследования аэродинамических характеристик разделяющихся объектов в дотранзвуковом диапазоне скоростей и умеренных углах атаки .....	281
<i>Симбирев Н.А., Суханов А.А., Старинова О.Л.</i> Обсуждение сценария перелета и анализ космического аппарата для миссии по исследованию спутников Нептуна, Тритона и Нереиды .....	284
<b>Секция 14. Аэрокосмическое образование и проблемы молодежи .....</b>	<b>287</b>
<i>Каменева В.А., Майорова В.И., Мясищева Г.Р., Гусева Н.А.</i> Предпрофессиональная подготовка школьников в области аэрокосмического образования на базе УНМКЦ МГТУ им. Н.Э. Баумана .....	289
<i>Раткин Л.С.</i> К 300-летию Российской академии наук: о необходимости увеличения объемов преподавания дисциплин по тематике «квантовые технологии» для повышения уровня образования при подготовке специалистов по аэрокосмическим специальностям .....	292
<i>Раткин Л.С.</i> Перспективы развития системы подготовки специалистов в аэрокосмической отрасли с учетом анализа списка вакансий, требований работодателей и динамики изменений в программах подготовки и переподготовки профессиональных кадров .....	298

<i>Раткин Л.С.</i> Роль Совета ветеранов Российской академии наук в увеличении отраслевых объемов регистрации объектов интеллектуальной собственности в России: о необходимости восстановления ежегодного всероссийского форума «Научно-техническое творчество молодежи» .....	302
<i>Хахина А.М., Власов Ю.Н.</i> Цифровая культура как новая дисциплина в современном образовательном пространстве школы и вуза .....	309
<i>Калугин В.Т., Луценко А.Ю., Иванов А.Г., Игрицкий В.А., Инполитова Е.В., Королёв А.Н., Назарова Д.К., Новиков А.Д., Филимонов А.С.</i> Опыт использования социальной сети ВКонтакте для связи со студентами .....	312
<i>Калугин В.Т., Луценко А.Ю., Иванов А.Г., Игрицкий В.А., Инполитова Е.В., Королёв А.Н., Назарова Д.К., Новиков А.Д., Филимонов А.С.</i> Прогнозирование и анализ количества студентов с академическими задолженностями по текущей успеваемости в семестре с учетом фонда оценочных средств по дисциплинам .....	315
<i>Фалькова Е.В., Назарова Л.П.</i> Развитие творческих способностей и формирование профессиональных компетенций студентов путем проведения олимпиад по теоретической механике .....	318
<i>Селезнева М.С., Комкова Т.Ю.</i> Непрерывный практикум при подготовке инженера — инструмент повышения степени абилитации современного специалиста .....	322
<i>Кривушин А.А., Крутова В.В.</i> Роль элементов космической медицины в формировании профессиональных компетенций студентов-медиков .....	325
<i>Садовский А.М.</i> Реализация образовательной деятельности в ИКИ РАН .....	328
<i>Потылицын И.Ю., Макаров Р.Д., Денисов Е.А., Мершавка А.Д.</i> Актуальный подход к начальной подготовке современного инженера-исследователя .....	330
<i>Николаева Н.В.</i> Исследовательская и проектная работа космической тематики в школе .....	333
<i>Овчинникова О.М.</i> Академический английский язык для астродинамики: практика преподавания .....	336
<i>Пирязев И.А.</i> О востребованности специалистов по парированию естественных космических угроз в ближайшее время .....	338
<i>Каменева В.А., Майорова В.И., Игрицкий В.А., Раднаев Б.А., Мясичева Г.Р., Шмаков И.Д., Денисов М.А., Рябико А.С., Зацепин М.Г.</i> Концепция создания универсального пилотируемого комплекса, предназначенного для длительных полетов за пределами магнитного поля Земли .....	342
<i>Раднаев Б.А., Каменева В.А., Игрицкий В.А., Майорова В.И., Гусева Н.А., Егорова Д.С., Антонова П.П., Аксенова С.А.</i> Анализ исследований и компоновка специализированного модуля для пилотируемой межпланетной космической миссии .....	346
<i>Шмаков И.Д., Гришин Н.А., Игрицкий В.А., Стрекопытов В., Томских Е.С.</i> Предложения по созданию конструкции универсального пилотируемого комплекса, предназначенного для длительных полетов за пределами магнитосферы Земли .....	348



<i>Томаев И.И., Каменева В.А., Майорова В.И., Игрицкий В.А., Широкова Д.Д.</i> Разработка силовой схемы конструкции универсального пилотируемого комплекса, предназначенного для длительных полетов за пределами магнитосферы Земли .....	352
<i>Денисов М.А., Майорова В.И., Игрицкий В.А., Вострикова С.С., Мяснищева Г.Р.</i> Разработка проектного предложения по обеспечению радиационной защиты и теплового режима универсального пилотируемого комплекса .....	355
<i>Денисов М.А., Игрицкий В.А., Майорова В.И., Вострикова С.С.</i> О вопросах жизнеобеспечения экипажа в рамках пилотируемой миссии вне магнитного поля Земли .....	358
<i>Кондаков Е.Е., Аристархов Д.А., Онуфриев В.В., Ивашкин А.Б.</i> К вопросу о математической модели ускорения рабочего тела в электротермическом ускорителе с дополнительным подводом энергии .....	361
<i>Завражин В.А., Онуфриев В.В.</i> Моделирование температурного поля цезий-бариевого триода при различных температурах катода .....	363
<i>Завражин В.А., Филатов С.И., Онуфриев В.В.</i> К вопросу о расчете потенциала стенки сопла твердотопливного ракетного двигателя вследствие электризации .....	366
<i>Филатов С.И., Онуфриев В.В.</i> Исследование теплового состояния термоэмиссионного диода с электронагревом .....	369
<i>Аристархов Д.А., Кондаков Е.Е., Онуфриев В.В., Ивашкин А.Б.</i> Расчет параметров неравновесной плазмы в канале электродугового ускорителя ....	371
<i>Кузнецов А.Г., Шаранов Н.А.</i> К вопросу влияния свойств резонансного разрядного контура на параметры плазмохимического реактора .....	374
<i>Федорова Д.К., Егошин Д.А.</i> Влияние материала полимера на характеристики импульсного разряда .....	377
<i>Скорняков В.М., Егошин Д.А., Телех В.Д.</i> Некоторые численные модели для описания плазмодинамических разрядов малой мощности в коаксиальных каналах .....	380
<i>Трояновский Я.В., Мяснищева Г.Р., Кириевский Д.А., Лосева В.В., Арнакова Е.Ф.</i> Международный космический чемпионат как экспериментальная площадка для апробации подходов в космическом образовании .....	383
<i>Мюльбах Э.Р., Попов А.С.</i> Моделирование космической сети для поимки космического мусора в программной среде ADAMS .....	388
<i>Матюхин А.А.</i> Применение тросовых систем в экспериментах с нано- и пикоспутниками .....	390
<i>Волосатова Л.В., Миненко В.Е.</i> Методика проектирования десантного пилотируемого корабля в составе марсианского экспедиционного комплекса .....	393
<i>Коровин В.В., Ян Цзяюй.</i> Разработка методики проектирования ракеты-носителя на жидком топливе .....	395
<i>Малов Е.А., Журавлев В.Ю., Сдобников А.Н.</i> Реализация алгоритмов метода конечных элементов с использованием системы компьютерной математики MATLAB .....	398

<i>Чжан Юе, Темнов А.Н.</i> Исследование динамики ракеты-носителя на жидком топливе с цифровой системой угловой стабилизации .....	402
<i>Павлюченко А.В., Нечитайло Г.С., Глущенко Н.Н., Майорова В.И., Назаров Ю.С., Турков О.Ж., Мельников И.О.</i> О ходе выполнения работ по программе биологических исследований в космосе с использованием космического аппарата формата CubeSat «ФитоКУБ» .....	405
<i>Каменева В.А., Миненко В.Е., Раднаев Б.А., Тархан-Моурави А.Г., Шмаков И.Д., Вострикова С.С., Сапецкая А.А.</i> О некоторых вопросах разработки малоразмерного спускаемого аппарата для оперативной доставки грузов с орбитальных станций .....	408
<i>Гусева Н.А., Каменева В.А., Ваюта М.Н., Майорова В.И.</i> Проектно-компоновочные и конструктивные характеристики парашютной системы малогабаритного спускаемого аппарата .....	410
<i>Щедрин В.В., Нафиков М.И., Евсеев С.А.</i> Особенности отработки монотопливного жидкостного ракетного двигателя малой тяги на перекиси водорода .....	414
<i>Заичкин И.Н., Рачкин Д.А., Лябзина В.Е., Горшкова Т.А.</i> Автоматизация процесса изготовления солнечных батарей для малых космических аппаратов формата CubeSat .....	416
<b>Секция 15. Комбинированные силовые установки для гиперзвуковых и воздушно-космических летательных аппаратов .....</b>	<b>419</b>
<i>Хмелевский А.Н., Афонина Н.Е., Левин В.А.</i> Тяга кольцевого сопла с внутренним дефлектором в турбулентном режиме .....	421
<i>Бороздин С.А., Нескоромный Е.В.</i> Методика определения характеристик приземного вихря, образующегося под силовой установкой с воздушным винтом самолета .....	428
<i>Алтунин В.А., Абдуллин М.Р., Жилякова А.Е., Пронин К.А., Яновская М.Л.</i> Разработка новых конструктивных схем форсунок повышенных характеристик для реактивных двигателей сверхзвуковых, гиперзвуковых и аэрокосмических летательных аппаратов .....	427
<i>Луковников А.В., Пенясов Е.В., Купцов С.В.</i> Отработка критических технологий авиационных силовых установок перспективных летательных аппаратов ....	429
<i>Зиненков Ю.В.</i> Особенности формирования предварительного технического облика силовых установок беспилотных летательных аппаратов самолетного типа .....	431
<i>Жук А.В., Грасько Т.В., Антоненко П.В.</i> Облик системы автоматического управления форсажной камерой сгорания с двухтопливной системой питания .....	434
<i>Леценко И.А., Буров М.Н.</i> Формирование рационального термодинамического облика двигателя для дозвукового делового самолета с учетом технологических ограничений .....	437
<i>Шкут К.Л.</i> Способ диагностирования технического состояния датчиков контроля параметров рабочего процесса газотурбинного двигателя .....	440
<i>Алексеев И.И., Черкасов А.Н., Вихарев М.Р.</i> Математическое моделирование вторичных течений в транзвуковой ступени осевого компрессора .....	443

---

<i>Юркин К.А., Колесников А.С.</i> Моделирование рабочего процесса газотурбинного двигателя на твердом топливе .....	445
<b>Секция 17. Системы управления космических аппаратов и комплексов .....</b>	<b>447</b>
<i>Румянцев Г.Н., Сумнительный Е.С.</i> Метод кинетического поражения космических аппаратов .....	449
<i>Румянцев Г.Н., Третьяков П.Г.</i> Методика уменьшения погрешности определения геодезической высоты в движении .....	451
<i>Овчинникова О.С.</i> Методика коррекции ошибок ориентации и навигации при выведении полезной нагрузки в автономном режиме .....	453
<i>Медведев А.П.</i> Метод управления твердотопливной регулируемой двигательной установкой в условиях параметрической неопределенности ...	457
<i>Эфендиева А.А., Шатский М.А.</i> Алгоритмы траекторного управления космического буксира с малой тяговооруженностью .....	459
<i>Буриков М.В.</i> Алгоритм азимутальной коррекции движения баллистической ракеты на активном участке траектории с использованием аппарата нечеткой логики .....	462
<i>Бузов В.С.</i> Алгоритм компенсации погрешности ориентации гиросtabilизированной платформы системы управления баллистической ракеты в полете .....	466
<i>Латин А.В., Зубов Н.Е.</i> Стабилизация орбитальной ориентации космического аппарата в каналах крена и рысканья при измерении только угловой скорости крена .....	469
<i>Лобусов Е.С., Фомичев А.В.</i> Моделирование основных режимов функционирования малого космического аппарата .....	474
<i>Литвинчук Э.А., Розин П.Е., Симонов А.В., Гордиенко Е.С.</i> К вопросу о проектировании программного обеспечения системы ориентации и стабилизации космического аппарата дистанционного зондирования Луны .....	478
<i>Наговицын И.П., Некрасов В.В.</i> Постановка научной задачи по поиску функции управления бортовой центральной вычислительной машины для высокодинамичных космических аппаратов .....	482
<i>Суворова Е.А.</i> Динамическое перераспределение ресурсов на уровне звена передачи данных в распределенных вычислительных системах на базе стандарта SpaceFibre с требованиями изоляции потоков данных .....	484
<i>Селезнева М.С.</i> Динамическая структура алгоритмического обеспечения навигационного комплекса космического летательного аппарата .....	490
<i>Неусытин К.А., Жидкова М.А.</i> Алгоритмы фильтрации с высокой степенью адаптивности .....	493
<i>Григорьев Л.В., Степченко Е.И.</i> Методы построения прогнозирующих моделей на основе эволюционных алгоритмов .....	496
<i>Суркова А.Д., Сенькин А.В., Кузнецов М.А.</i> Коррекция навигационного комплекса беспилотного летательного аппарата с использованием астросистемы .....	499
<i>Селезнева М.С., Филяков М.Д., Синавчиан В.С., Шолохов Д.О.</i> Коррекция инерциальной навигационной системы низкой точности .....	503

<i>Цзинь Цзюнь, Шэнь Синь, У Го, Веселовская О.А.</i> Метод одновременной локализации и построения семантической карты на основе нейронного имплицитного представления .....	507
<i>Парфентьев К.В., Кочеткова А.А.</i> Корреляционные методы в решении задачи локализации .....	509
<i>Лобачев И.В., Масленников А.Л.</i> Моделирование работы двухмерного лидара для применения в задачах управления движением наземных транспортных средств в карьере .....	514
<i>Елтышев А.П., Масленников А.Л. еонидович</i> Восстановление плоскостей профиля городской застройки на основе информации от массива лазерных дальнометров .....	518
<i>Лукьянов В.В., Алали Айем Мохамад.</i> Методы полевой калибровки инструментальных погрешностей бесплатформенных инерциальных навигационных систем .....	522
<i>Лукьянов В.В., Синь Шэнь, Цзинь Цзюнь, У Го.</i> Системы визуальной навигации для мобильных роботов с алгоритмами отслеживания объектов и семантической сегментации .....	525
<i>Неусытин К.А., Минкай Х.</i> Система управления космического летательного аппарата при входе в атмосферу .....	520
<i>Селезнева М.С., Ситникова Ю.С.</i> Управление космическим летательным аппаратом при входе в атмосферу в условиях неопределенности .....	530
<i>Селезнева М.С., Куприянов А.О.</i> Исследования алгоритма коррекции интегрированной навигационной системы в процессе летного эксперимента .....	532
<i>Селезнева М.С., Комков А.Е., Синавчиан В.П., Задорожная Н.М.</i> Адаптивный нечеткий алгоритм управление космического летательного аппарата в условиях неопределенности .....	537
<i>Широкова Д.Д., Щедрин В.В., Зацепин М.Г., Кузнецова А.С., Майорова В.И.</i> Разработка автоматизированной системы дистанционного управления пневматическим и гидравлическим оборудованием .....	541
<i>Бжизнаев И.К., Коваленко А.А.</i> Транслятор для решения задач реализации полетных операций .....	543
<i>Потюпкин А.Ю., Тимофеев Ю.А., Волков С.А.</i> Актуальные вопросы формирования наземного комплекса управления перспективной космической инфраструктурой .....	546
<b>Секция 18. Секция им. Г.Н. Бабакина. Автоматические космические аппараты для планетных и астрофизических исследований. проектирование, конструкция, испытания и расчет .....</b>	<b>549</b>
<i>Власов Н.С., Глинкин С.Ю.</i> Макет электрических испытаний комплекса научной аппаратуры проекта «Спектр-УФ». Концепция, основные технические решения .....	551
<i>Дмитриев А.О., Жашуев Р.М., Сысоев В.К., Седых О.Ю., Юдин А.Д.</i> Об энергоинформационном обеспечении лунохода в полярных областях .....	555

---

<i>Хмель Д.С., Семисорин Е.В.</i> Использование управляемого воздушным винтом аэростата для изучения атмосферы Венеры .....	557
<i>Батанов А.Ф., Хаханов Ю.А.</i> Колесно-шагающий движитель для планетоходов. Некоторые вопросы истории и развития .....	559
<i>Яшин И.А., Денисевич Д.С.</i> Численное исследование динамики раскрытия панелей солнечных батарей .....	562
<i>Беляков Н.В.</i> Нейросетевая сегментация облачности и снежных покровов по мультиспектральным данным гидрометеорологического спутника Электро-Л № 2 .....	565
<i>Гавриков М.М.</i> Разработка программно-алгоритмического обеспечения для синтеза системы стабилизации перспективного разгонного блока в режиме переориентации .....	568
<i>Карпович Е.А., Комбаев Т.Ш., Гуереш Д.</i> Беспилотный летательный аппарат самолетного типа для исследования Марса: промежуточные результаты проектирования .....	570
<i>Яценко Б.Ю., Паршина Е.Б.</i> Контроль загрязнения поверхности космического аппарата при проведении проверочных испытаний в вакуумной камере с использованием датчиков на основе кварцевых микровесов .....	574
<i>Шаханов А.Е.</i> Предложения по мониторингу и предаварийному управлению аппаратурой автоматических космических аппаратов с использованием бортовых средств .....	577
<i>Колобов А.Ю., Блинов Д.С., Дикун Е.В.</i> Контроль вероятности безотказной работы серийных космических аппаратов по результатам эксплуатации .....	580
<i>Блинов Д.С., Дикун Е.В., Колобов А.Ю., Цветков Д.И.</i> Особенность силового расчета роликвинтовых механизмов изделий аэрокосмической техники .....	584
<i>Гордиенко Е.С., Добрица Д.Б., Симонов А.В.</i> Оценка метеорной опасности в межпланетных экспедициях .....	588
<i>Шугаров А.С., Шустов Б.М.</i> Требования к системе обнаружения дневных астероидов (СОДА) в проекте «Млечный путь» .....	591
<i>Чалов С.А., Леун Е.В.</i> К вопросу создания долговременных каналов в подповерхностных слоях грунтов небесных тел для их научных исследований. «Научное метро» в грунтах небесных тел .....	595
<i>Смирнов М.А., Шаханов А.Е.</i> Предложения по методике проектирования радиолиний космических систем и использованию электрически перенацеливаемых бортовых антенн повышенной эффективности формирования луча .....	598
<i>Черников П.С., Хамидуллина Н.М., Зефиоров И.В.</i> Расчет радиационных характеристик интегральных микросхем для космических аппаратов форм-фактора CubeSat .....	602
<i>Комбаев Т.Ш., Артемов М.Е.</i> Требования к радиационной стойкости бортовой аппаратуры беспилотного летательного аппарата для исследования Марса .....	605
<i>Лоскутова Е.В., Юдин А.Д.</i> Возможность применения сбрасываемого баллона в процессе дрейфа аэростата в атмосфере планет земной группы .....	608

---

<i>Быков А.И.</i> Расчетная методика определения номинальных значений и допустимых отклонений конструктивных параметров колесного шасси тяжелого лунохода .....	610
<i>Ткачев Н.А., Косенкова А.В.</i> Имитационное моделирование и электронное макетирование изделий ракетно-космической техники в процессе их создания и эксплуатации .....	613
<i>Леун Е.В., Дмитриев А.О., Сысоев В.К., Поляков А.А.</i> К вопросу использования термоэлектрических генераторов на космических аппаратах при контактных исследованиях небесных тел .....	615
<i>Леун Е.В., Добрица Д.Б., Поляков А.А.</i> Особенности неудаляемых и удаляемых окон пенетраторов с учетом их ударного внедрения в исследуемое небесное тело для проведения его бесконтактных и контактных исследований .....	618
<i>Сеньшина Т.А., Панин Ю.В.</i> Особенности разработки и испытаний тепловых аккумуляторов для космического применения .....	622
<i>Новичков В.М., Мишин Ю.Н.</i> Повышение качества процесса изготовления электроизоляционных пленок для электронных приборов летательных аппаратов .....	627
<i>Германов Л.Н., Новичков В.М.</i> Учет особенностей электронагревателей в составе системы обеспечения теплового режима космического аппарата....	629
<i>Макаров В.П., Петров А.С., Лукин А.Г.</i> Оценка искажений при фильтрации сигнала с линейной частотной модуляцией, возникающих из-за нелинейности прямо-передающего тракта .....	632

*Научное издание*

## XLVIII АКАДЕМИЧЕСКИЕ ЧТЕНИЯ ПО КОСМОНАВТИКЕ

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

### Сборник тезисов

23–26 января 2024 г.

Том 2

Художник *А.М. Асинкритова*  
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 24.09.2024. Формат 70×100/16.  
Усл. печ. л. 52,65. Тираж 100 экз.

Издательство МГТУ им. Н.Э. Баумана.  
105005, г. Москва, улица 2-я Бауманская, д. 5, стр. 1.  
[press@bmstu.ru](mailto:press@bmstu.ru)  
<https://press.bmstu.ru>

Отпечатано в типографии МГТУ им. Н.Э. Баумана.  
105005, г. Москва, улица 2-я Бауманская, д. 5, стр. 1.

