



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)»



XLVII АКАДЕМИЧЕСКИЕ ЧТЕНИЯ ПО КОСМОНАВТИКЕ

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

Сборник тезисов

Москва, 24–27 января 2023 года

Том 1

XLVII ACADEMIC SPACE CONFERENCE

dedicated to the memory of academician S.P. Korolev
and other outstanding national scientists —
pioneers of space exploration

Abstracts

Moscow, 24–27 January 2023

Volume 1



Москва

ИЗДАТЕЛЬСТВО
МГТУ им. Н.Э. Баумана
2023

УДК 629.78(063)

ББК 39.6

А38

Издание доступно в электронном виде по адресу
<https://bmstu.press/catalog/item/8016/>

XLVII Академические чтения по космонавтике, посвященные памяти академика А38 С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых — пионеров освоения космического пространства (Москва, 24–27 января 2023 года) : сборник тезисов : в 4 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, 2023.

ISBN 978-5-7038-6053-3

Т. 1. — 505, [1] с. : ил.

ISBN 978-5-7038-6121-9

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. В первый том вошли материалы секций 1–5, 7, 8.

УДК 629.78(063)

ББК 39.6

Издается в авторской редакции.

ISBN 978-5-7038-6121-9 (т. 1)
ISBN 978-5-7038-6053-3

© МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2023
© Оформление. Издательство
МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2023

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 имени 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 «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 авиационный институт (МАИ)
- 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. Решетнёва
- 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 информациологической и прикладной аномалии» (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

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. Точилов — канд. физ.-мат. наук

С.А. Тузиков — канд. техн. наук, доцент



Круглый стол «БАУМАНСКИЙ ЭКИПАЖ: РАБОТА НА ОРБИТЕ»

24 января, 15:30

Ведущий круглого стола:

Бармин Игорь Владимирович — советник генерального директора ЦЭНКИ по науке, Президент Российской академии космонавтики имени К. Э. Циолковского, член межведомственной экспертной комиссии по космосу, член-корреспондент РАН.

В обсуждении принимают участие:

- молодые специалисты и ветераны, заслуженные испытатели космической техники ФГБУ «НИИ ЦПК имени Ю.А. Гагарина», ПАО РКК «Энергия», АО ЦНИИмаш;
- АО «Корпорация «ВНИИЭМ», АО «Российские космические системы», РКЦ «Прогресс»;
- ученые, специалисты, космонавты, испытатели;
- студенты и аспиранты, учащиеся профильных школ, воспитанники кадетских корпусов.

Предполагается обсуждение следующих направлений:

- Проблемы и перспективы эксплуатации орбитальных комплексов для проведения научно-прикладных исследований и космических экспериментов с участием космонавтов.
- Исследование и освоение космического пространства как новой среды обитания человека. Роль космонавта как исследователя возможностей, способов, технологий выживания человека в космосе.
- Факторы психологической совместимости членов экипажа в специфических условиях космического полета таких, как невесомость, длительное пребывание в замкнутой экологической системе с ограниченным объемом жилых отсеков, ограниченный комфорт.
- Перспективы развития космического туризма в ближайшей перспективе и его влияние на профессиональные пилотируемые полеты.
- Профориентация молодежи в космическую промышленность, подготовка кадров, взаимодействие студентов, ученых и космонавтов.

На эти и многие другие вопросы участники круглого стола смогут получить квалифицированные ответы от приглашенных гостей — «Бауманского экипажа» в составе космонавтов — выпускников МГТУ им. Н.Э. Баумана: Олега Германовича Артемьева, Дениса Владимировича Матвеева и Сергея Владимировича Корсакова.

Место проведения: МГТУ им. Н. Э. Баумана, учебно-лабораторный корпус, конференц-зал (3-й этаж) (Москва, Рубцовская набережная, дом 2/18)



ПЛЕНАРНОЕ ЗАСЕДАНИЕ

24 ЯНВАРЯ, 12:00

12:00

Открытие Чтений

Ректор МГТУ им. Н. Э. Баумана
Михаил Валерьевич Гордин

12:10

Приветственное слово. Современное состояние и перспективы развития отечественной космонавтики.

Генеральный директор Госкорпорации «Роскосмос»
Юрий Иванович Борисов

13:00

Вступительное слово. Памяти ушедших. Кого мы потеряли в 2022 году

Председатель Чтений, академик РАН, генеральный конструктор по летной эксплуатации, испытаниям ракетно-космических комплексов и систем
ПАО РКК «Энергия»
Владимир Алексеевич Соловьёв

13:10

Автоматический космос: новые задачи, новые решения

Генеральный конструктор по автоматическим космическим системам и комплексам, заместитель генерального директора АО «ЦНИИмаш», д-р техн. наук, профессор *Виктор Владимирович Хартов*

13:40

Человек в космосе: текущие задачи и перспективные вызовы

Академик РАН, Директор ГНЦ РФ — Института медико-биологических проблем (ИМБП) РАН
Олег Игоревич Орлов

14:10

Новые миры: Планеты у других звезд

Академик РАН, научный руководитель ИКИ РАН
Лев Матвеевич Зелёный

Место проведения: МГТУ им. Н. Э. Баумана, учебно-лабораторный корпус, большой зал центра креативных индустрий (Москва, Рубцовская набережная, дом 2/18)



Секция 1. ПИОНЕРЫ ОСВОЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО ПРОСТРАНСТВА. ИСТОРИЯ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ НАУКИ И ТЕХНИКИ

УДК 629.76

Создание первой отечественной жидкостной ракеты в Группе изучения реактивного движения. К 90-летию запуска ракеты «09»

Александров Александр Павлович alexander.alexandrov@rsce.ru
ПАО РКК «Энергия»

Доклад посвящен основанию общественно-государственной организации при Осоавиахиме СССР – Группы изучения реактивного движения (ГИРД) и реализации группой своего первого проекта – постройке баллистической ракеты на жидком топливе и запуске ее 17 августа 1933 г. на полигоне пос. Нахабино Московской области. Губернатор Московской области А.Ю. Воробьев подписал 7 декабря 2022 г. Закон № 221/2022-03 о внесении изменения в Закон «О праздниках и памятных датах Московской области»: об определении даты 17 августа как «памятного Дня запуска первой отечественной ракеты на жидком топливе (1933 год)».

Ключевые слова: Группа изучения реактивного движения, жидкостной ракетный двигатель, ракетная техника, баллистическая ракета «09», испытания первого ЖРД

Доклад посвящен основанию общественно-государственной организации при Осоавиахиме СССР — Группы изучения реактивного движения (ГИРД) и реализации группой своего первого проекта — постройке баллистической ракеты на жидком топливе и запуске ее 17 августа 1933 года на полигоне пос. Нахабино Московской области. Губернатор Московской области А.Ю. Воробьев подписал 7 декабря 2022 г. Закон №221/2022-03 о внесении изменения в Закон «О праздниках и памятных датах Московской области»: об определении даты «17 августа как памятного Дня запуска первой отечественной ракеты на жидком топливе (1933 год)». Закон принят на основе постановления Московской областной Думы от 24 ноября 2022 г. №28/39-П [1].

В далеком 1932 году руководство РККА (начальник вооружений маршал М.Н. Тухачевский) и Пленум ЦС Осоавиахима определили задачи по изучению теории, также развитию реактивной техники, как одно из важнейших направлений в укреплении обороноспособности СССР. Перед коллективом ГИРДа стояла ответственная задача: показать практические результаты исследований, в основу которых были положены принципы построения жидкостного реактивного двигателя (ЖРД). Показать, что построенный на уровне современного развития техники, ЖРД способен поднять над землей ракету, как тело, имеющее массу в два десятка килограмм.

Отработка двигателя ракеты «09» продолжалась весну и лето 1933 года. Изготовление и отработка технологии сборки ракеты, проведение испытаний двигателя и ракеты на стендах, — все это с доработками конструкции и борьбой с отказами при ис-

пытаниях закалили характер гирдовцев, научили терпению и кропотливому труду в достижении поставленных целей [2].

Самые ответственные операции – подготовка ракеты к запуску, первые результаты испытания ракеты «09» представлены рассказом очевидцев и участников этого уникального события в истории отечественного ракетостроения. В кратком докладе о первом опыте запуска баллистической ракеты «09» даются ссылки на архивные документы, содержащие исторические события и описание физических процессов, зафиксированных в первых запусках ракет на жидком топливе [3].

Потребность рассказать об этом возникла потому, что с «перестроечного» периода жизни нашего общества произошла диссеминация деструктивных процессов, охватившая образовательные учреждения и среднюю школу страны [4]. С потерей ясных ориентиров в идеологии общественного устройства, школа перестала заниматься воспитанием детей. Капитализация экономики в масштабах страны, кроме других тяжелых последствий, вызвала развал профессионально-технического образования, а увлечение молодежи экономическими и юридическими направлениями в образовании и потеря интереса к образованию технического профиля, привели к хроническому недобору студентов в высшие технические учебные заведения и возникновению дефицита научно-технических кадров, в частности, для ракетно-космической отрасли. Первое десятилетие XXI века, к сожалению, не принесло желаемого увеличения численности инженеров, конструкторов, технических специалистов. На ведущих предприятиях ракетно-космической отрасли острый дефицит квалифицированных кадров остается и сегодня. В последнее двадцатилетие на предприятиях отрасли сохраняется тенденция оттока молодых кадров из отрасли по причинам материального характера. И это в то время, когда старшее поколение специалистов еще было способно передать свой опыт пришедшей смене.

Сегодня, из-за наступления предельного возраста опытных квалифицированных специалистов Королевской школы и его учеников, мы потеряли возможность передавать эстафету по многим ключевым направлениям работ. В настоящее время с этой проблемой в ракетно-космическом сообществе ведут борьбу головные предприятия. Совместно с техническими Университетами они готовят нужные нам кадры. Но в результате получаем «штучный товар» и по количеству, и по качеству. Характерной чертой знания современной истории, которым обладают молодые люди, студенты, даже специалисты, кто проходили отбор в качестве кандидатов в отряд космонавтов в 2018 году, является весьма ограниченное, упрощенное представление об истории происхождения космической техники, период развития которой составляет менее столетия.

Литература

- [1] Александров А.П. ГИРД. Группа изучения реактивного движения. Москва, Фонд имени А.А. Сереброва, 2021, 420 с.
- [2] Из истории астронавтики и ракетной техники. Матер. XVIII Междунар. конгр. Белград, 25–29 сентября 1967 г. Москва, Наука, 1970.
- [3] Корнеев Л.К. (ред.). Архив ОКБ-1. Материалы по ГИРДу группы ОГ-51. Москва, 1960–1966.
- [4] Тихонравов М.К. Применение ракет для исследования стратосферы. Ракетная техника: сб. ст. Москва; Ленинград, ОНТИ. Глав. ред. авиац. лит-ры, 1936, с. 33.

УДК 929

Путь в ракетной технике «профессора Петровича»: документы Российского государственного архива научно-технической документации о В.П. Глушко (к 115-летию со дня рождения)

Добренькая Мария Владимировна
РГАНТД

dobrenkaya@mail.rgantd.ru

Иванченко Екатерина Сергеевна
РГАНТД

Rgantd-iadips@ya.ru

Приведена информация о жизни и деятельности ученого, основоположника отечественного жидкостного ракетного двигателестроения, главного конструктора космических систем (с 1974 года) академика Валентина Петровича Глушко. Сделан вывод о недостаточности внимания, которое уделяется человеку, который не только стоял у истоков создания РКТ, но и воплощал в жизнь самые смелые идеи фантастов начала XX в. Проанализирован состав фондов Российского государственного архива научно-технической документации на предмет выявления документов о В.П. Глушко.

Ключевые слова: В.П. Глушко, история ракетно-космической отрасли, Российский государственный архив научно-технической документации, история отечественного двигателестроения, личные фонды

В 2023 г. исполняется 115 лет со дня рождения одного из пионеров создания РКТ — ученого, основоположника отечественного жидкостного ракетного двигателестроения, члена Совета главных конструкторов, главного конструктора космических систем (с 1974 года) лауреата Ленинской и Государственных премий СССР, академика Валентина Петровича Глушко. Фигура этого по истине выдающегося ученого и организатора, на наш взгляд, незаслуженно выпала из поля зрения исследователей истории ракетно-космической отрасли нашей страны. Количество работ о нем невелико, несмотря на то, что именно В.П. Глушко, среди немногих, стоял у истоков создания всей отрасли. Именно поэтому важно обращение к архивным источникам для аккумуляции информации о выдающемся конструкторе [1, 2].

В Российском государственном архиве научно-технической документации хранится значительный поливидовой тематический комплекс по истории отечественной ракетно-космической техники и космонавтики (более 230 тыс. ед.хр.), который отражает становление и развитие РКТ, основные направления космической программы и этапы освоения космоса. Большой пласт документов архива относится именно к деятельности Валентина Петровича Глушко.

Валентин Глушко родился в 1908 году в Одессе. С детства он увлекся идеей полетов на Луну и межпланетных путешествий. Увлечение этой темой привело Валентина к знакомству с К.Э. Циолковским. Их переписка длилась несколько лет.

Летом 1925 г. Валентин поступил на физико-математический факультет Ленинградского государственного университета. После его окончания он возглавил группу по разработке электрических и жидкостных ракетных двигателей и ракет в Газодинамической лаборатории. В 1930–1931 гг. в ГДЛ были разработаны и изготовлены первые в СССР жидкостные ракетные двигатели.

21 сентября 1933 года в Москве на базе ГДЛ и МосГИРД был создан Реактивный научно-исследовательский институт (РНИИ). В 1934 г. В.П. Глушко со своими сотрудниками переехал в Москву, где продолжил заниматься разработкой жидкостных ракетных двигателей.

В период работы в РНИИ (1934–1938 гг.) подразделение под руководством В.П. Глушко создает двигатели от ОРМ-53 до ОРМ-102. В 1936 г. Глушко получил звание главного конструктора ЖРД.

В марте 1938 г. Глушко был необоснованно репрессирован и осужден на 8 лет лагерей (в 1939 г.). В заключении В.П. Глушко работал над созданием самолетных реактивных ускорителей. За успешное выполнение работ по созданию РД-1 в 1944 г. В.П. Глушко и ряд ведущих сотрудников были освобождены со снятием судимости. В декабре 1944 г. В.П. Глушко был назначен главным конструктором ОКБ-СД в Казани.

В 1945–1946 гг. состоялась служебная командировка В.П. Глушко в Германию для изучения трофейной немецкой ракетной техники. Тогда же его назначают главным конструктором ОКБ-456 (в дальнейшем — НПО «Энергомаш» [3]). Первой работой коллектива нового ОКБ стало создание двигателя для установки на первую отечественную ракету Р-1.

Практически сразу же сложился Совет главных конструкторов, в который В.П. Глушко был включен как главный конструктор жидкостных ракетных двигателей.

В середине 50-х годов ОКБ-456 приступило к созданию двигателей нового поколения, мощных ЖРД на низкокипящих и высококипящих компонентах топлива, установленных практически на всех отечественных РН, которые обеспечили вывод на орбиту искусственных спутников Земли, полеты Ю. Гагарина и других космонавтов [3].

За вклад в запуск первого спутника В.П. Глушко был удостоен Ленинской премии. 26 октября 1957 года решением ВАК без защиты диссертации ему была присуждена ученая степень доктора технических наук, а 20 июня 1958 года В.П. Глушко был избран действительным членом АН СССР по Отделению технических наук (энергетика).

В последующие годы под руководством В.П. Глушко в НПО «Энергомаш» были разработаны двигатели для верхних ступеней ракет и разгонных блоков, в том числе для первой ступени космической ракеты тяжелого класса «Протон», с помощью которой во второй половине 1960-х и в 1970-е годы осуществлялись запуски тяжелых исследовательских спутников Земли и автоматических станций для исследования Луны, Венеры и Марса [3, 4].

С мая 1974 года Валентин Петрович являлся директором и генеральным конструктором НПО «Энергия». Под его руководством были созданы орбитальные комплексы «Салют» и «Мир», многоразовая ракетно-космическая система «Буран», а также самые мощные в мире ЖРД для ракет-носителей «Зенит» и «Энергия».

В.П. Глушко был автором более 400 научных работ, статей и изобретений. Его работы заслужили признание и высокую оценку в мировом научном сообществе [4].

Российский государственный архив научно-технической документации хранит документы по истории отечественной космонавтики на различных носителях. Это позволяет исследователям работать с самыми разнообразными источниками, наиболее полно отражающими ту или иную проблему.

В РГАНТД имеются фонды ОКБ-1/НПО «Энергия» за 1961–1975 гг., НПО «Энергомаш» за 1967–1993 гг., которые в разные годы возглавлял В.П. Глушко.

Также на хранении в РГАНТД находятся документы фонда Межведомственного научно-технического совета по космическим исследованиям при АН СССР. МНТИ был той организацией, которая аккумулировала документы об освоении космоса из

самых различных организаций. Среди других источников в фонде сохранился важнейший документ – «Комплексная ракетно-космическая программа. Технические предложения», отражающий планы и перспективы развития отрасли, какими их видел генеральный конструктор НПО «Энергия» В.П. Глушко в 1974 г.

В нашем архиве находится на хранении более 600 фотодокументов, на которых изображен В. Глушко. Эти снимки отражают его профессиональную деятельность: встречи с коллегами-учеными, космонавтами; на заседаниях, предприятиях; в Звездном городке и на Байконуре. Также имеются видео и фонозаписи сеансов связи экипажей «Салют-6» и космических кораблей «Союз» с главным конструктором В.П. Глушко.

Особой частью коллекции являются звукозаписи ветеранов РКТ: конструкторов, космонавтов, ученых и специалистов в области космонавтики. О В.П. Глушко рассказывают в своих воспоминаниях заместитель генерального конструктора ОКБ «Энергомаш» Д.Д. Севрук и главный конструктор КБ общего машиностроения В.П. Бармин. На хранении в РГАНТД находится также фонозапись доклада самого академика В.П. Глушко, прочитанного им в 1988 г. на пленарном заседании Королевских научных чтений на тему «Из истории начального этапа развития ракетно-космической техники в СССР».

Документы о Валентине Петровиче Глушко хранятся во многих личных фондах специалистов в области ракетной техники: Б.Е. Чертока (Ф. 36), А.В. Баженова (Ф. 330), Е.К. Мошкина (ф. 311), А.В. Паллю (Ф. 107). Отдельно нужно сказать о фонде историка отечественной космонавтики Александра Валентиновича Глушко, в котором сохранились фотографии из семейного архива Глушко.

Подробное изучение деятельности В.П. Глушко очень важно не только для восстановления аспектов истории ракетно-космической отрасли, но и для понимания путей развития всей страны. Не последняя роль в этом исследовании должна быть отведена архивам.

Литература

- [1] Глушко В.П. Путь в ракетной технике. Москва, Машиностроение, 1977.
- [2] Глушко А., Давиденко В. Валентин Глушко: человек, проложивший дорогу в космос. Москва, Яуза-каталог, 2021.
- [3] Каторгин Б.И. (ред.). НПО «Энергомаш» имени академика В.П. Глушко. Путь в ракетной технике. Москва, Машиностроение/Машиностроение-Полет, 2004.
- [4] Однажды и навсегда... Документы и люди о создателе ракетных двигателей и космических систем академике Валентине Петровиче Глушко. Москва, Машиностроение, 1998.

УДК 004.428.4 629.78

Интеллектуальный информационный комплекс «Ракетно-космические адреса России»: концепция проекта

Кузнецов Михаил Иванович
Союз развития наукоградов

kmikmi@mail.ru

Майорова Вера Ивановна
МГТУ им. Н.Э. Баумана

mayorova@bmstu.ru

Терехов Валерий Игоревич
МГТУ им. Н.Э. Баумана

terekchow@bmstu.ru

Горячкин Борис Сергеевич
МГТУ им. Н.Э. Баумана

bsgor@mail.ru

Рассмотрены возможности развития проекта «Навигатор по космическим адресам Московского региона», как информационного пространства в области развития ракетно-космической науки, техники и технологий СССР и России в историческом, территориальном, биографическом, объектовом, продуктовом и других аспектах. Показаны направления развития «навигационных» материалов в интерактивных формах с учетом современных тенденций развития информационных технологий. Результаты реализации проекта могут быть использованы для популяризации знаний истории ракетно-космической отрасли, в образовательных, культурных и научно-туристических целях.

Ключевые слова: ракетно-космические адреса, навигация, информационные технологии, интерактивные формы, образование в техническом университете

Показано развитие работы по формированию базы знаний в области наследия ракетно-космической науки, техники и технологий (РКНТТ), его адресации, картографирования и навигации, начатой созданием «Навигатора по космическим адресам московского региона» [1]. Оно определяется как опытом использования адресной базы «Навигатора» [2,3] и отзывами научной и культурной общественности о его актуальности, расширением и уточнением его информационной базы [4,5,6], так и развитием современных интеллектуальных интерактивных информационных систем.

Использование современных информационных технологий и интерактивного взаимодействия дает возможности существенного расширения, углубления, уточнения, визуализации как информационной базы в области РКНТТ, так и возможностей пользователя.

Основные содержательные блоки интеллектуального информационного комплекса «Ракетно-космические адреса России» (рабочее название) содержат информацию о ракетно-космических «объектах», которые могут быть представлены и доступны в разных режимах или блоках-разделах.

1. Перечень «ракетно-космических» объектов:

- исторические места, связанные с жизнедеятельностью основоположников космической эры (в том числе места их учебы, работы, где находились (находятся) организации и предприятия, в которых разрабатывались, изготавливались и ис-

пытавались ракетно-космические комплексы и системы и в которых жили ведущие ученые, конструкторы, испытатели и организаторы отрасли;

- корпоративные музеи, музеи, выставочные и демонстрационные залы предприятий космической и смежных отраслей, образовательных, научных и др. организаций (может быть, предприятия и т.п., в которых музеи и т. д.), их расположение, контакты, обзор экспозиций и представление наиболее значимых и интересных экспонатов.
- государственные и муниципальные музеи и их тематические экспозиции (музеи ракетно-космического профиля или имеющие значимые коллекции и экспозиции такой направленности), их расположение, контакты, характеристики, наиболее значимые и интересные экспонаты и т. п.
- обсерватории, планетарии, отдельные установки, научные центры, телескопы и т. п.
- памятные места, архивы, памятники, мемориальные доски, «космические» улицы, площади и т. п.

2. Энциклопедия

Персоналии, объекты, исторические новеллы, биографии персоналий и объектов, сюжеты, справки и т. д., и т. п.

3. Виртуальный музей артефактов РКНТТ или подраздел энциклопедии «Артефакты» (каталог артефактов).

4. Специализированные блоки-разделы, такие, например, как

- МВТУ — МММИ — МВТУ — МГТУ в становлении и развитии ракетно-космической науки, техники и технологий (РКНТТ);
- Ракетно-космические наукограды СССР и России.

5. Маршрутизация.

Один из важных разделов-режимов программного комплекса и приложений к мобильным электронным устройствам обеспечивает доступ пользователя к различным вариантам построения маршрутов по местам, имеющихся в адресной базе:

- маршруты к выбранному объекту (или нескольким объектам);
- маршруты из предлагаемого набора маршрутов «ракетно-космической дороги» [7] (от места локации, заданного или предлагаемого приложением);
- маршруты по выбранной тематике, персоне или типу объектов;
- маршрут, предлагаемый с учетом заданных ограничений по расстоянию, времени, и т. д. с уточнением перечня объектов вблизи места нахождения и возможностью просмотра информации о них.

Программный комплекс предполагает возможность пополнения информационной базы, расширения типа объектов, различные платформы базирования и возможность «подстраиваться» под различные категории пользователей (школьники, студенты, исследователи, «туристы» и т. п.

Литература

- [1] Хаванов А.В., Кузнецов М.И. (ред.). 4. Навигатор по космическим адресам Московского региона. Москва, Ключ-С, 2017, 128 с.
- [2] Кузнецов М.И. Молодежные образовательно-исследовательские экспедиции в наукограды России. История техники и музейное дело: матер. IX Междунар. науч.-практ. конф. Вып. 8. Москва, ИИЕТ РАН, Политехнический музей, Ассоциация «АМНИТ», 2016, с. 406–411.

-
- [3] Кузнецов М.И. Молодежные образовательно-исследовательские экспедиции в космические наукограды. Первая Всероссийская конференция по космическому образованию «Дорога в космос». Москва, ИКИ РАН, 2019, с. 220–225.
 - [4] Кузнецов М.И. Ракетно-космические адреса Московского региона. Цандер. XLIV 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, 2020, т. 1, с. 19–21.
 - [5] Кузнецов М.И. Ракетно-космические адреса Московского региона. Королев 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. 1, с. 51–54.
 - [6] Кузнецов М.И. «Ракетно-космические» адреса взаимодействия Цандера, Королёва, Победоносцева в окрестностях МВТУ – МММИ. 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. 1, с. 17–19.
 - [7] Кузнецов М.И. Космическая дорога наукоградов Московского региона. XL 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, 2016, с. 298.

УДК 621.45:93

РД-170 и «четвертушка»: из истории создания жидкостного ракетного двигателя РД-170

Судаков Владимир Сергеевич

sudakov_vs@npomem.ru

АО «НПО «Энергомаш»

Представлена информация о попытке разработки альтернативного варианта жидкостного ракетного двигателя (ЖРД) с тягой 200 тонн-силы (тс) для замены ЖРД РД-170 с тягой 800 тс. Описываются причины возникновения предложения о разработке альтернативного варианта и ход его развития. Рассказывается о спорах и дискуссиях в КБ и на уровне министерства при обсуждении целесообразности новой разработки. Приводится информация о ходе разработки двигателя РД-170, о разработке эскизного проекта двигателя МД-185 с тягой 200 тс.

Ключевые слова: жидкостной ракетный двигатель, ракета-носитель, турбонасосный агрегат, схема с дожиганием

Трудности воплощения задуманного Глушко грандиозного проекта многоцветной космической системы (МКС) «Энергия» сопровождали его создание с первого до последнего дня [1].

Из многочисленных преодолеваемых В.П. Глушко научно-технических и организационных сложностей, связанных с особенностями создания МКС «Энергия», выберем близкую нам ситуацию по разработке двигателя первой ступени РД-170.

Некоторые из оппонентов Глушко высказывали сомнения, а другие — твердую уверенность в теоретической невозможности создать ракету с двигателями тягой 740 тс по окислительной схеме с дожиганием генераторного газа с температурой около 550 °С и давлением более 600 атм.

Глубинной причиной противостояния оппонентов Глушко продолжала быть обида за «закрытие» Глушко темы Н1, хотя пора было уже уяснить, что не Глушко «закрыл» тему, а разрабатываемый проект Н1 не обеспечивал решения современных технических задач и к его «закрытию» приложили руку сами авторы проекта и принятая ими устаревшая технология экспериментальной отработки.

Глушко и участники разработки двигателей РД-170 для РН «Энергия» создали методику параллельной поузловой отработки двигателя, что позволило в достаточно короткое время получить прошедшие стендовые огневые испытания большинство двигательных агрегатов, пригодных для начала их испытаний в составе экспериментальных двигателей [2]. Однако один из основных агрегатов двигателя — турбонасосный агрегат (ТНА) — не проходил предварительной отработки из-за отсутствия приводного электродвигателя, обеспечивающего работу ТНА на номинальном или близком к нему режиме. Это оказалось «ахиллесовой пятой» создания двигателя РД-170.

После введения различных мероприятий удалось добиться положительных результатов? и это послужило основанием приступить к испытанию двигателя в составе ступени на стенде в Загорске. Однако при первом же испытании в июне 1982 г. возникло возгорание в районе ТНА, что привело к значительным разрушениям двигателя и, главное, стенда.

Один из ведущих работников двигательного отдела КБЭМ, сделал следующий вывод из исследований аварийных испытаний: четырехкамерный двигатель с одним большим ТНА следует заменить на четыре однокамерных двигателя, каждый из которых имеет свой ТНА. Это был «обходной» вариант решения проблем, позволявший снизить требуемую мощность ТНА до значений, успешно освоенных отраслью, и, таким образом, исключить трудности с отработкой двигателя РД-170.

Использование мощных однокамерных ЖРД, так и заменяющих их связок из четырех двигателей не считалось чем-то особенным. Однако для такого изделия, как РН «Энергия», В.П. Глушко провозгласил концепцию, в соответствии с которой для высокой надежности следовало использовать малое количество «больших» двигателей, чтобы не повторять печальный опыт летных испытаний РН Н1.

Служебная записка с предложением «четвертования» двигателя РД-170 была направлена главному конструктору КБЭМ В.П. Радовскому, который после прочтения и доклада В.П. Глушко оставил ее в своем рабочем сейфе. Это предложение противоречило генеральной идее Глушко создать РН с малым числом двигателей большой тяги.

Однако о хранящейся в сейфе Радовского служебной записке, содержащей предложения об устранении аварий ЖРД РД-170, «чудесным» образом стало известно в министерстве и по указанию министра С.А. Афанасьева работники отдела режима изъяли у В.П. Радовского вышеуказанную служебную записку и доставили ее министру.

У Афанасьева в это время было сложное положение. Испытывая внутренние сомнения в успешном завершении работ по созданию двигателя РД-170, Афанасьев в то же время добросовестно выполнял обязанности для оказания помощи КБЭМ по разработке двигателя. Но при этом он применял и привычные ему с 40-х годов методы морального воздействия на недостаточно старательно, по его мнению, работающих участников создания двигателя. Основное воздействие на руководителей КБЭМ он осуществлял на проводимых им заседаниях коллегии министерства, где он в резкой, изощренной форме, но без площадной грубости, критиковал руководителей КБЭМ и, в первую очередь, В.П. Глушко.

В КБЭМ был проведен расширенный НТС, на котором подробно обсудили пути дальнейших работ: продолжить отработку РД-170 или «четвертовать» его. Большинство участников совета высказались за продолжение работ с двигателем РД-170. Однако министр С.А. Афанасьев своим приказом организовал в КБЭМ внештатный конструкторский отдел для разработки эскизного проекта однокамерного двигателя, позднее получившего официальное обозначение МД-185, а в коллективе КБ — «четвертушка». Организованный приказом министра от 11 октября 1980 г. отдел возглавил идеолог создания однокамерного двигателя ведущий работник двигательного отдела КБЭМ И.А. Клепиков.

И вот ЭП МД-185 подписали авторы и представили для дальнейшего оформления, но на этом этапе продвижение ЭП затормозилось. Утверждение ЭП и его традиционная защита перед государственной комиссией практически открывали путь к его реализации в производстве. Но такое решение могло быть принято одновременно с решением о прекращении работ по двигателю РД 170. А для этого требуется решение на высшем партийно-государственном уровне.

Во время разработки ЭП МД-185 испытания двигателей РД-170 не прекращались и даже наметилась тенденция сокращения количества аварий. Однако исключить их полностью не удалось. Такое состояние с отработкой двигателя РД-170 дало возмож-

ность противникам создания этого двигателя вновь развернуть кампанию по прекращению этих работ. Глушко и его единомышленники оспаривали столь категоричное предложение.

Обстановка созрела для принятия решения. Была организована техническая комиссия, в которую вошли авторитетные представители авиационной и ракетной техники из различных ведомственных и академических НИИ, главные конструкторы, работники министерств, представители ведомства заказчика. Участники комиссии разделились на два противоположных лагеря, так что задачу, поставленную перед комиссией, практически выполнить не представлялось возможным.

Председатель этой комиссии директор НИИТП В.Я. Лихушин, исходя из сложившегося положения с выбором двигателя для его дальнейшего производства, предложил решение, учитывающее интересы обеих конфликтующих сторон. Было решено работы по двигателю РД-170 продолжить. Двигатель МД-185 считать ближайшим резервом и вести подготовку производства на случай необходимости его применения.

Тем временем в мае 1983 г. состоялось первое успешное полноресурсное испытание двигателя РД-170 на номинальном режиме работы. После испытания Глушко обратился к собравшимся: *«Дорогие друзья! Маловеры, скептики и прочие нытики повержены! Поздравляю вас с грандиозной победой. Двигатель есть!!!»*.

Для исключения попадания из бака ракеты алюминиевых частиц на входе в двигатель был установлен специальный разработанный фильтр с размером ячейки 160 мкм. Введенные мероприятия практически устранили случаи возгорания и позволили довести двигатель до требуемой надежности при отработке. Позднее, в 2015 году для дальнейшего повышения надежной работы двигателя РД-170 в конструкцию фильтра была введена сетка с ячейкой 80 мкм, что полностью исключило возгорание двигателя окислительной газогенерации.

Первый и сразу же успешный пуск РН «Энергия» состоялся 15 мая 1987 года. Единственный и полностью успешный орбитальный полет МКС «Энергия-Буран» состоялся 15 ноября 1988 г. Хотя ракета «Энергия» не получила востребованности в новой России, но созданные ЖРД РД-170 (РД-171) стали научно-технической базой для создания на их основе двигателей РД-180 для РН «Атлас» (США), РД-191 для РН «Ангара» (РФ), РД-181 для РН «Антарес» (США). И на этом подобные работы не заканчиваются...

Базовая конструкция ЖРД РД-170/171 продолжает быть основой для разработки в КБ «Энергомаш» ряда последующих проектов более совершенных двигателей для будущих космических РН. Научно-технические идеи Глушко и после его смерти продолжают быть неиссякаемым источником прогресса мирового ракетостроения [3, 4].

Литература

- [1] Рахманин В.Ф. В.П. Глушко и С.П. Королев. Достижения, разногласия, конфликты. Москва, НПО «Энергомаш», 2022.
- [2] Клепиков И.А., Рахманин В.Ф. О разработке альтернативного двигателя для ракеты-носителя «Энергия» и о роли В.П. Глушко в создании двигателя РД-170/171. Двигатель, 2009, № № 3, 4, 5.
- [3] Каторгин Б.И. (ред.). НПО «Энергомаш». Путь в ракетной технике. Москва, Машиностроение, 2004.
- [4] Трофимов В.Ф. Осуществление мечты. Москва, Машиностроение, 2001.

УДК 629.78

Вехи научно-технического сотрудничества в освоении космоса НПО им. С.А. Лавочкина и ИПМ им. М.В. Келдыша РАН

Боровин Геннадий Константинович
ИПМ им. М.В. Келдыша РАН

gkborovin@mail.ru

Голубев Юрий Филиппович
ИПМ им. М.В. Келдыша РАН

tipamac@yandex.ru

Грушевский Алексей Васильевич
ИПМ им. М.В. Келдыша РАН

alexgrush@rambler.ru

Тучин Андрей Георгиевич
ИПМ им. М.В. Келдыша РАН

tag@kiam1.rssi.ru

Работа приурочена к 85-летию акционерного общества «Научно-производственное объединение им. С.А. Лавочкина». Необходимо особо выделить совместные работы всемирно известных организаций: акционерного общества «Научно-производственное объединение имени С.А. Лавочкина» и федерального государственного учреждения «Федеральный исследовательский центр «Институт прикладной математики имени М.В. Келдыша Российской академии наук» по созданию космических аппаратов (в том числе межпланетных) и их баллистико-навигационному обеспечению. Приводится обзор основных результатов плодотворного сотрудничества НПО им. С.А. Лавочкина и ИПМ им. М.В. Келдыша РАН в области исследования Луны, Солнечной системы и Вселенной. Представлены выполненные, текущие и перспективные космические проекты.

Ключевые слова: автоматическая межпланетная станция, Луна, Венера, Марс, Юпитер, Фобос, комета Галлея, баллистика и навигация

Введение

Работа приурочена к 85-летию акционерного общества «Научно-производственное объединение им. С.А. Лавочкина».

Необходимо особо выделить совместные работы всемирно известных организаций: Акционерного общества «Научно-производственное объединение им. С.А. Лавочкина» и Федерального государственного учреждения «Федеральный исследовательский центр Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша Российской академии наук» по созданию космических аппаратов (в том числе межпланетных) и их баллистико-навигационному обеспечению. Приводится обзор основных результатов плодотворного сотрудничества НПО им. С.А. Лавочкина и ИПМ им. М.В. Келдыша РАН в области исследования Луны, Солнечной системы и Вселенной. Представлены выполненные, текущие и перспективные космические проекты.

Основные вехи

Научно-производственное объединение им. С.А. Лавочкина, 85-летие которого мы отмечаем, внесло большой вклад в развитие отечественной космонавтики. С годами многие исторические события тускнеют и обретают черты ординарности, в то время когда иные аспекты высвечиваются из повседневности и обретают знаковые формы. В истории развития современной космонавтики эта тенденция не является

экстраординарной, а наоборот, характерна для нее. 85-летие создания одного из флагманов отечественной ракетно-космической промышленности НПО им. С.А. Лавочкина — повод высветить и описать подобные тенденции, пронизывающие и, собственно, организующие современную историю естествознания и техники [1].

Летопись прорыва человечества в Космос немыслима без легендарных страниц зарождения и развития Отечественной космонавтики. И здесь особо надо выделить совместные работы всемирно известных организаций: Акционерного общества «Научно-производственное объединение им. С.А. Лавочкина» (далее — НПО им. С.А. Лавочкина) и Федерального государственного учреждения «Федеральный исследовательский центр Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша Российской академии наук» (далее — ИПМ им. М.В. Келдыша РАН) по созданию космических аппаратов (в том числе межпланетных) и их баллистико-навигационному обеспечению [2]. Однако известность пришла не сразу. Как писал член-корреспондент РАН В.В. Белецкий, «слава ИПМ им. М.В. Келдыша РАН долгое время носила сугубо локальный характер, так как деятельность Института была жестко засекречена и об этой деятельности, даже о самом существовании Института, знали толь ко такие же секретные учреждения, с которыми Институт сотрудничал. С течением времени, особенно в эпоху прорыва человечества в космос, деятельность Института стала носить все более открытый характер, и сейчас уже широко известна та роль, какую Институт играл в создании ядерного щита Родины, разработке средств доставки ядерного оружия и, особенно, в космической эпопее» [3].

НПО им. С.А. Лавочкина ведет свое начало от авиационного завода, созданного в подмосковных Химках в 1937 году, прославившегося разработкой и созданием истребителей Ла-5, Ла-7, ставших одним из основных истребителей, обеспечивших победу в Великой Отечественной войне. Затем были работы по ракетной тематике: сверхзвуковая крылатая ракета «Буря» — первая в мире крылатая ракета, которая превзошла по своим характеристикам стратегическую крылатую ракету North American SM-64 Navaho (США) и успешно выполнила 11 испытательных полетов; зенитные управляемые ракеты для ПВО Москвы; зенитно-ракетный комплекс «Даль» и др.

С 1965 года НПО им. С.А. Лавочкина было переориентировано на космическую тематику. Эта тематика была передана вместе с заделом из ОКБ, возглавляемого С.П. Королёвым, для работы по лунно-планетным исследованиям с помощью автоматических космических аппаратов (КА). Прерогативой НПО им. С.А. Лавочкина стало также создание космических систем связи, разгонных блоков, спутников. Георгий Николаевич Бабакин был назначен Главным конструктором предприятия. В том же 1965 году по предложению С.П. Королёва и М.В. Келдыша в ИПМ им. М.В. Келдыша РАН в рамках пятого отдела, руководимого Д.Е. Охотимским, создан Баллистический центр ИПМ им. М.В. Келдыша (БЦ ИПМ).

Долгие годы БЦ ИПМ руководил Э.Л. Аким. В области исследований Луны, Солнечной системы и Вселенной началось многолетнее плодотворное сотрудничество НПО им. С.А. Лавочкина и ИПМ им. М.В.Келдыша РАН. На БЦ ИПМ были возложены работы по проектированию и баллистико-навигационному обеспечению (БНО) полетов пилотируемых кораблей и автоматических космических аппаратов научного и народнохозяйственного назначения. БЦ ИПМ вместе с баллистическими центрами Министерства обороны и Министерства общего машиностроения успешно обеспечивал полеты отечественных КА. Расширение масштабов освоения космоса потребовало решения новейших высокотехнологических проблем и образования эффективных научных коопераций, подобные решения реализующих. Именно таковым стал научно-технический и творческий союз НПО им. С.А. Лавочкина и ИПМ им. М.В. Келдыша РАН.

В НПО им. С.А. Лавочкина были созданы автоматические КА для изучения Луны, Венеры, Марса и астрофизических исследований. Созданные в НПО им. С.А. Лавочкина космические аппараты впервые в мире осуществили мягкую посадку на Луну, произвели автоматический забор лунного грунта и доставили его на Землю. Самоходные аппараты «ЛУНОХОД-1, -2», управляемые с Земли, совершили движение по поверхности Луны. Впервые была осуществлена посадка на поверхности Марса и Венеры, получено множество научной информации и фотоснимков этих планет. Был успешно реализован проект полета к комете Галлея. Созданные в НПО им. С.А. Лавочкина автоматические КА по эффективности и тактико-техническим характеристикам опережали свое время и обеспечили нашей стране мировые приоритеты в космических исследованиях.

Во всех этих работах наши организации работали бок о бок. Мы вместе разрабатывали и осуществляли сложнейшие космические проекты, результаты которых вошли в сокровищницу отечественной и мировой науки и техники, самого хода всемирного естествознания. Баллистический центр ИПМ им. М.В. Келдыша РАН выполнил все возложенные на него задачи по обеспечению полетов КА серии «ЛУНА». Последний полет этой серии совершил КА «ЛУНА-24» в августе 1976 года. Коллектив ИПМ им. М.В. Келдыша РАН участвовал во всех проектно-баллистических работах, а также в работах по баллистико-навигационному обеспечению полетов КА, созданных в НПО им. С.А. Лавочкина для исследования Солнечной системы [1, 2, 4, 5]. Наряду с указанными работами НПО им. С.А. Лавочкина с самого начала своей космической деятельности и по настоящее время выполняет большой объем работ по текущим и перспективным космическим проектам. За малым исключением, во всех этих работах ИПМ им. М.В. Келдыша РАН осуществляет баллистическое проектирование, подготовку, обеспечивает реализацию и БНО полетов КА, осуществляет их анализ.

Заключение

Коллективам НПО им. С.А. Лавочкина и ИПМ им. М.В. Келдыша РАН предстоят сложные высокотехнологические, ответственные и важные работы по проектированию и реализации полетов автоматических космических аппаратов в проектах исследования Луны, Солнечной системы и в астрофизических проектах

Литература

- [1] Боровин Г.К., Голубев Ю.Ф., Грушевский А.В., Заславский Г.С., Лавренов С.М., Степаньянц В.А., Тучин А.Г., Тучин Д.А. Успешное творческое сотрудничество НПО им. С.А. Лавочкина и ИПМ им. М.В. Келдыша РАН в освоении космоса. Вестник ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина», 2022, т. 56, № 2, с. 46–56. DOI: <https://doi.org/10.26162/LS.2022.56.2.004>
- [2] Тучин А.Г. (ред.), Боровин Г.К., Голубев Ю.Ф., Грушевский А.В. и др. Баллистико-навигационное обеспечение полетов автоматических космических аппаратов к телам Солнечной системы. Химки, АО «НПО Лавочкина», 2018, 336 с.
- [3] Белецкий В.В. Шесть дюжин. Москва,; Ижевск: Институт компьютерных исследований, 2004, 688 с.
- [4] Голубев Ю.Ф., Грушевский А.В., Корянов В.В., Тучин А.Г. и др. Методика формирования больших наклонов орбит космических аппаратов с использованием гравитационных маневров. Доклады РАН, 2017, т. 472, № 4, с. 403–406. DOI: <https://doi.org/10.7868/S0869565217040090>
- [5] Ивашкин В.В. Лунные траектории космических аппаратов: пионерские работы в Институте прикладной математики и их развитие. Прикладная небесная механика и управление движением: сб. ст., посв. 90-летию со дня рождения Д.Е. Охотимского. Москва, ИПМ им. М.В. Келдыша, 2010, 368 с.

УДК 629

История проекта ВЕГА

Суханов Александр Александрович
ИКИ РАН

sasha.su2@hotmail.com

Представлены некоторые эпизоды разработки и осуществления проекта полета к Венере и комете Галлея (ВЕГА), реализованного в 1984–1986 гг. В соответствии с этим проектом два космических аппарата ВЕГА-1 и ВЕГА-2 сблизились с Венерой, сбросив в ее атмосферу посадочные аппараты и аэростатные модули, и после облета Венеры были направлены к комете Галлея. Описана история появления проекта и некоторые проблемы, возникшие в ходе его реализации. Европейское космическое агентство (ESA) направило к комете Галлея космический аппарат «Джотто». Для обеспечения пролета «Джотто» на близком расстоянии от ядра кометы возникла идея использовать наблюдения кометы аппаратами ВЕГА для уточнения положения кометы. Проект взаимодействия между советскими, европейскими и американскими специалистами с целью реализации этой идеи получил название Pathfinder (первопроходец), а в русском варианте назывался «Лоцман». Проект «Лоцман» был успешно реализован, что позволило «Джотто», подлетавшему к комете, сблизиться с ней на расстояние 600 км.

Ключевые слова: Венера, комета Галлея, ядро кометы, оценка точности

Представлены некоторые эпизоды разработки и осуществления проекта полета к Венере и комете Галлея (ВЕГА), реализованного в 1984–1986 гг. [1, 2] В соответствии с этим проектом два космических аппарата ВЕГА-1 и ВЕГА-2, запущенные в декабре 1984 г., сблизились с Венерой в июне 1985 г., сбросив в ее атмосферу посадочные аппараты и аэростатные зонды, и после облета Венеры были направлены к комете Галлея, которую достигли в марте 1986 г. Описана история появления проекта и некоторые проблемы, возникшие в ходе его реализации. Описаны разные подходы к оценке точности определения положения кометы Галлея по астрометрическим измерениям; от этой точности зависело расстояние, на которое космический аппарат может подлететь к комете [3–5]. Полученные в СССР и в США оценки точности колебались от 400 км до 30 тыс. км. В качестве основной для проекта ВЕГА была принята полученная в ИКИ РАН оценка, согласно которой положение кометы во время встречи с ней космического аппарата (КА) могло быть определено с ошибкой не более 3 тыс. км. Эта оценка была получена с использованием так называемого гарантирующего подхода, который обеспечивает максимально возможную ошибку определения оцениваемого параметра при выборе оптимального состава измерений. Это дало возможность планировать пролет кометы аппаратами ВЕГА-1 и ВЕГА-2 на расстоянии не более 10 тыс. км (реальное расстояние пролета составило 8,9 и 8 тыс. км соответственно).

Европейское космическое агентство (ESA) в июле 1985 г. направило к комете Галлея КА «Джотто». Однако миссия «Джотто» была основана на слишком оптимистической оценке точности определения положения кометы, полученной американским исследователем Д. Йомансом (JPL). Основываясь на этой оценке, ESA запланировало пролет «Джотто» на слишком близком расстоянии от кометы. В результате

осуществление проекта оказалось под угрозой. В связи с этим возникла идея использовать наблюдения кометы аппаратами ВЕГА для уточнения положения кометы. Предполагалось, что данные наблюдений будут оперативно переданы в Европейский центр космических операций (ESOC), на основе этих данных будет уточнено положение кометы и произведена коррекция траектории КА «Джотто», который подлетал к комете через 7 и 4 дня после пролета кометы аппаратами ВЕГА-1 и ВЕГА-2 соответственно. Проект взаимодействия между советскими, европейскими и американскими специалистами с целью реализации этой идеи получил название Pathfinder (первопроходец), а в русском варианте назывался «Лощман». Подготовка этого проекта требовала напряженной совместной работы советских, европейских и американских специалистов с целью согласования средств передачи данных и форматы передаваемых данных, временной график оперативных работ [6]. Были проведены репетиции взаимодействия во время предстоящей оперативной работы. В результате проект «Лощман» был успешно реализован, что позволило «Джотто», подлетавшему к комете, сблизиться с ней на расстояние 600 км.

Литература

- [1] Суханов А.А. О людях, орбитах и многом другом. Обратный отсчет... 4. Москва, ИКИ РАН, 2016, с. 81–114.
- [2] Sukhanov A.A. Optimal Strategy of Comet Halley Ephemeris Improvement. Препринт D-301 ИКИ АН СССР, Москва, 1980.
- [3] Эльясберг П.Е., Суханов А.А., О гарантированной точности определения орбиты кометы Галлея. Космические исследования, 1983, № 21, вып. 6, с. 868–875.
- [4] Elyasberg P.E., Sukhanov A.A., Morley T., Hechler F. Orbit determination for comet Halley by means of optimally selected observations. ESA Journal, 1984, vol. 8, pp. 19–25.
- [5] Бахшиян Б.Ц., Суханов А.А., Эльясберг П.Е., Априорная точность прогноза положения кометы Галлея по наземным и бортовым измерениям. Космические исследования, 1985, № 23, вып. 6, с. 876–885.
- [6] Описание и научные задачи международного проекта «Венера — Галлей» (1984–1986 гг.). Междунар. науч.-техн. ком. по проекту «Венера — Галлей». Б.м., 1984, 259 с.

УДК 629.78

Защита людей от радиации в космосе: краткая история идей, технологий, проектов в России и мире

Кричевский Сергей Владимирович

svkrich@mail.ru

Институт истории естествознания и техники имени С.И. Вавилова РАН

Представлена краткая история идей, технологий, проектов, опыта защиты людей от радиации в космосе в XX–XXI веках. Изучены источники, выявлено около 100 идей, патентов, проектов, опубликованных в России и мире, посвященных созданию и применению технологий защиты людей от радиации в космосе. Большинство из них не реализованы в практике. Выделен ряд важных примеров. Предложены общая классификация и периодизация.

Ключевые слова: защита, идея, история, освоение космоса человеком, проект, радиация, технология, экспансия

Рассмотрим защиту людей от радиации в космосе как краткую историю идей, технологий, проектов, опыта в России и мире в XX–XXI веках.

Публикуются материалы исследований автора по истории техники по плану НИР ИИЕТ РАН в 2021–2022 гг., в продолжение [1], в дискурсе новейшей истории освоения космоса человеком в парадигме экспансии. Есть множество публикаций о защите людей от радиации в космосе, выделим в хронологии ряд источников [2–5]. Не удалось обнаружить источников о всей истории технологий защиты людей от радиации в космосе.

Проблема радиации является чрезвычайно важной и сложной, что обусловлено природой и свойствами радиации в космосе, человека и техники, особенностями, ограничениями космических полетов, технологий, техники.

Начало процесса создания средств защиты людей от радиации в космосе связано с открытием радиационных поясов Земли в околоземном космическом пространстве (ОКП) в полетах спутников СССР и США в конце 50-х гг. XX века, получением важных данных о радиации, излучениях в космосе. С начала подготовки и выполнения пилотируемых полетов ведутся исследования, измерения на борту космических кораблей и станций, при выходах в открытый космос и т. д.

Проблема защиты людей от радиации в космосе исследуется и решается в России и мире с 60-х гг. XX века. Получены важные знания, результаты, накоплен опыт защиты людей в космических полетах от воздействия неблагоприятных факторов радиации, излучений в космосе [2–5].

При создании средств защиты людей от радиации в космосе с 60-х гг. XX века используются знания и опыт защиты от радиации на Земле. Но в космосе есть ряд ограничений: «витальных», технических, экономических и др. Решение «проблемы радиации» в России и мире идет медленно. В 90-х гг. XX века — 10-х гг. XXI века достигнуты пределы длительности безопасного непрерывного пребывания людей в ОКП, обусловленные радиационными рисками, свойствами организма человека, особенностями и ограничениями космических технологий и техники. За жизнь человека «с учетом современных нормативов ... суммарное пребывание на станции на низкой околоземной орбите не может превысить 4 года» [5, с. 17].

Проблема защиты людей от радиации вне Земли, без ее решения, преодоления «радиационного барьера», длительные полеты на Луну, межпланетные полеты на Марс и т. д., экспансия невозможны [3–5].

В XX–XXI веках опубликовано множество идей, технологий, проектов, патентов защиты людей от радиации в космосе, в ОКП, на Луне, Марсе, для межпланетных полетов и т. д. Их авторы — отечественные и зарубежные ученые, инженеры, биологи, медики: А.И. Григорьев, В.М. Васин, Д.А. Карташев, А.О. Майборода, М.А. Островский, Ю. Паркер (Е. Parker), А.Г. Ребеко, А.С. Самойлов, И.Б. Ушаков, В. А. Шуршаков и др.

Выявлено около 100 патентов и проектов в России и мире, посвященных созданию и применению технологий защиты людей от радиации в космос, но большинство из них не реализованы в практике. Выделен и более подробно рассмотрен ряд важных примеров.

Общая классификация идей, технологий, проектов защиты от радиации:

1. Цели: а) частичная, локальная, ограниченная защита; б) полная и постоянная защита.
2. Методы и способы защиты.
3. Материалы, конструкции, устройства, системы защиты от радиации.

Периодизация процесса исследований, работ по проблеме защиты от радиации, эволюции идей, технологий, проектов, — три периода:

1. Теоретические исследования и начало создания на Земле технологий, средств защиты — с конца 50-х гг. XX века.
2. Разработка и испытания новых методов, технологий защиты от радиации на Земле, использование их в космосе — с 60-х гг. XX века.
3. Создание и внедрение комплекса новых технологий для защиты людей от радиации: а) на низкой орбите в ОКП, в полетах на Луну и на Луне — в 30–40-е гг. XXI века; б) в межпланетных полетах к Марсу, на Марсе ~ 30–50-е гг. XXI века (оптимистический прогноз).

Целесообразно продолжать исследования и использовать знания об истории идей, технологий, проектов защиты людей от радиации в космосе для развития науки, образования и практики освоения космоса.

Литература

- [1] Кричевский С.В. Перспективы освоения космоса человеком: Новые идеи, проекты, технологии. Москва, ЛЕНАНД, 2021, 320 с.
- [2] Адамович Б.А., Горшенин В.А. Жизнь вне Земли. Москва, Технология-индустрия, 1997, 591 с.
- [3] Григорьев А.И., Красавин Е.А., Островский М.А. К вопросу о радиационном барьере при пилотируемых межпланетных полетах. Вестник РАН, 2017, т. 87, № 1, с. 65–69. DOI: <https://doi.org/10.7868/S0869587317010030>
- [4] Самойлов А.С., Ушаков И.Б., Шуршаков В.А. Радиационное воздействие в орбитальных и межпланетных космических полетах: мониторинг и защита. Экология человека, 2019, т. 26, № 1, с. 4–9.
- [5] Ушаков И.Б. Космос. Радиация. Человек (Радиационный барьер в межпланетных полетах). Москва, Научная книга, 2021, 352 с.

УДК 629.788

Проблемы марсианской пилотируемой экспедиции

Герасютин Сергей Александрович

regul2006@mail.ru

Редакция журнала «Земля и Вселенная»

В фантастических романах люди совершали полеты на Марс. В наше время разрабатываются проекты марсианской пилотируемой экспедиции, но ее подстерегают многие пока неразрешимые проблемы. Возможна ли и нужна ли такая экспедиция? Представлены основные препятствия и наиболее серьезные риски полета человека на Марс. Ключевые слова: марсианская пилотируемая экспедиция, полет, проблемы, корабль, экипаж, системы, радиация, риски.

Ключевые слова: марсианская пилотируемая экспедиция, полет, корабль, экипаж, радиация

Мечты людей о полете на Марс давно будоражили воображение. Вспомним романы Герберта Уэллса «Война миров» (1897), Алексея Толстого «Аэлита» (1923), Рэя Брэдбери «Марсианские хроники» (1950), Артура Кларка «Пески Марса» (1951), Айзека Азимова «Путь марсиан» (1955) [1]. В 2015 г. на основе научно-фантастического романа Энди Вейера «Марсианин» (2011) создан одноименный блокбастер. По сюжету забытому на Марсе астронавту Марку Уотни пришлось самостоятельно справляться со множеством проблем, чтобы выжить в течение 472 земных дней. Вклад NASA в создание фильма «Марсианин» стал ключевым, поэтому получилось правдоподобно. Однако в реальности бороться за жизнь экипажу пришлось бы еще задолго до прилета на Марс. Помимо медицинских проблем – влияние на физиологию и психику радиационного фона, невесомости, микрогравитации, ускорений, перегрузок и других факторов в течение всего полета и на Марсе, экипаж вынужден столкнуться и с техническими проблемами [2]. О них не знали и их не учитывали, разрабатывая проекты марсианских кораблей, основоположники космонавтики: Ф.А. Цандер (1924; предполагал, что полет состоится в 1940-х гг.), Вернер фон Браун (1949; в 1982 г.) и С.П. Королёв (1960–1964; в конце 1970-х гг.) [3, 4]. В США и СССР остались не реализованными несколько проектов марсианской экспедиции, в том числе РКК «Энергия», которая предполагалась в 2015–2016 гг. [5, 6] Вряд ли одна страна сможет ее осилить. Нынешние планы NASA послать человека на Марс в 2040-х гг., тоже можно считать нереальными [7].

Одна из главных причин задержки марсианской экспедиции – нет довольно существенной мотивации – цели и задачи пока не совсем ясны, а риск и затраты огромны. Только лишь дело в заманчивом приключении или престиже? Для чего лететь человеку, если можно программу исследований предоставить различным автоматам? Работа наших луноходов отлично продемонстрировали возможности роботов, выполнив те же задачи, что и человек в программе «Аполлон», но значительно дешевле и исключивших риски для человека. Зачем тратить не менее 500 млрд долларов, если значительно дешевле на все вопросы способны ответить аппараты? [6]

Рассмотрим медицинские проблемы [8]. Сочетаемость психотипов людей при столь длительной экспедиции (не менее трех лет) пока еще неизведанная область. Как поведет себя экипаж в стрессовой ситуации? Могут ли возникнуть трения между ее членами, в результате смогут ли они выполнить программу? Как повлияет на психику экипажа долговременное пребывание в замкнутом пространстве? В 2010–2011 гг. в ИМБП РАН

проводился эксперимент Марс-500 по имитации 520-суточного полета на Марс [9]. Исследовалось взаимодействие «человек — окружающая среда». В результате ученые пришли к выводу, что существуют предпосылки развития эмоционального хронического стресса при экстремальном характере условий полета [10]. «Космическая болезнь» в первые дни полета остается: тошнота, головная боль, рвота и общий дискомфорт. К тому же концентрация углекислого газа в гермоотсеках повышена, несмотря на вентиляторы (их шум тоже влияет), что вызывает головные боли, раздражение и проблемы со сном. Известно, что, несмотря на применение тренажеров при длительной невесомости мышцы слабеют, вымывается кальций из костей, изменяется работа сердечнососудистой системы [2]. Другая сложность — в космосе зрение постепенно становится размытым из-за изменений в сетчатке. Но главная проблема межпланетного полета — воздействие радиации на человека в десять раз больше, чем на Земле. Нет эффективной радиационной защиты от солнечной вспышки и галактического излучения, способных вызвать лучевую болезнь [11]. Марс не обладает магнитосферой и мощной атмосферой, поэтому открыт для всех космических излучений, в том числе ультрафиолетового, которыми будут подвергаться люди на его поверхности. Человеку понадобится еще не придуманная серьезная защита, чтобы выжить на Марсе [12]. Кроме того, на Марсе обнаружена пыль с перхлоратами — агрессивный и токсичный реагент, как показывает опыт полетов человека на Луну, полностью избавиться от загрязнения не получится, поэтому возникнут проблемы щитовидной железы и кровеносной системы, а запах пыли повлияет на самочувствие космонавта. На Марсе можно накопить статический заряд достаточной силы для того, чтобы сжечь электронику или получить разряд, прикоснувшись к внешней металлической обшивке корабля. В случае с Марсом потребуется нового типа скафандры, позволяющие защитить от радиации, статического электричества и марсианской пыли людей и оборудование. Эффект воздействия на человека марсианской гравитации, составляющей 38 % земной, по-прежнему остается загадкой. До тех пор, пока космонавты не высадятся на Марсе, узнать истинные последствия воздействия пониженной гравитации невозможно. Неотложной медицинской помощи в космосе не существует: бортовая аптечка включает лекарства (они менее эффективны, чем на Земле) и оборудование первой помощи. Несмотря на то, что в экипаже будет врач, необходимо создать приборы, которые смогут справиться с тяжелыми заболеваниями, однако это не решит всех проблем [13].

Ученые установили: чтобы три человека могли прожить в течение трех лет полета нужно около 1,35 т кислорода, 11,25 т воды и 1,8 т пищи = 14,5 т (если экипаж из 5–6 человек, то до 29 т), что нерационально для весовых характеристик марсианского корабля. Чтобы пополнять запасы кислорода, питания и воды необходимо создавать систему замкнутого цикла. В нашей стране в 1964–1968 и 1972–1973 гг. были выполнены эксперименты БИОС-1, БИОС-2 и БИОС-3 по этой проблеме, но полностью замкнутой системы жизнеобеспечения не создано [8].

Необходимо решить и ряд технических и технологических проблем. Прежде всего, это безопасность полета, которая считается приоритетной. В комплексе мер для защиты от нештатных ситуаций и тем более аварии должны быть включены следующие системы: спасения экипажа, радиационной и метеоритной защиты, жизнеобеспечения с замкнутым циклом, пожаротушения и предупреждения о возможности взрыва, контроля всех бортовых систем и приборов [14]. Несмотря на то, что марсианский корабль будет оборудован самыми совершенными системами, не исключена их поломка, а подвезти запчасти, как на МКС, не получится. При сбое в работе или поломке систем экипаж должен быть в состоянии справиться со всеми происшествиями самостоятельно. Выход из строя главного компьютера или одной из важных систем, разгерметизация жилого отсека или отказ любого двигателя вообще поставит весь полет на грань катастрофы.

Например, 14 апреля 1970 г. во время полета корабля «Аполлона-13» взорвался топливный бак на расстоянии 330 тыс. км от Земли и экипаж чуть было не погиб. В 1984 г. Л.Д. Кизим и В.А. Соловьёв совершили шесть выходов в открытый космос общей длительностью 22 часа 50 минут, выполнив сложный и трудоемкий ремонт объединенной двигательной установки станции «Салют-7», иначе станция стала бы аварийной [15]. В конце 1984 г. произошел отказ всех бортовых систем станции «Салют-7», спасательная экспедиция В.А. Джанибекова и В.П. Савиных ее реанимировала. Но это происходило рядом с Землей, в дальнем космосе такие ситуации, скорее всего, приведут к катастрофе. 21 июля 1969 г. при посадке на Луну КК «Аполлон-11» автоматика вела модуль «Орел» прямо в кратер с большими камнями, за 9 мин до посадки модуль пролетел мимо планируемого места, в результате промахнулся на 6 км [16]. Аналогичная проблема может возникнуть у экипажа при посадке на Марс: слишком мало времени для определения и избегания попадания посадочного модуля на камни, крутой склон или сыпучий песок, что может привести к его поломке или опрокидыванию, то есть возвращение на Землю будет невозможно. Обязательным способом мягкой посадки на Марс являются аэродинамический системы: надувной замедлитель сверхзвуковой скорости или тормозной двигательной установки. Но первая может сдуться, а вторая имеет три риска: выхлопные газы двигателей могут разрушить или опрокинуть посадочный модуль, в результате возгорания топлива возникнет пожар или взрыв, сохранить стабильность посадочного модуля станет сложной задачей [17].

Чтобы путешествие состоялось, нужны подходящие ракета-носитель и двигатели. Масса межпланетного корабля оценивается примерно в 500–800 т, чтобы отправить его к Марсу подойдет только сверхтяжелый носитель, причем необходимы несколько пусков. У России есть проект носителя «Енисей», но его разработка приостановлена, в основном, по финансовым причинам. США и Китай тоже создают такого типа носители, у NASA однако он только для лунной программы «Артемиды». Кроме того, сборка корабля на околоземной орбите требует соблюдения временных рамок, иначе пуск не состоится в «окно» запуска, которое повторяется каждые 780 суток, если его пропустить, то следующий пуск возможен лишь через два года.

Для полета на Марс и обратно требуется огромный запас топлива, самым эффективным считается криогенное топливо – жидкий водород и кислород, в течение трех лет полета придется постоянно его охлаждать, но пока нет технологий хранения такого топлива в космосе. Вероятно, будут использоваться ионные или ядерные электрические двигатели для ускоренного перелета к Марсу и обратно, но и здесь есть проблема отвода излишнего тепла от реакторов [17].

Выше «упомянута лишь часть технических проблем, в то время как отработка с требуемой надежностью всех элементов... в силу сложнейших организационных, финансовых и научно-технических проблем... Полет человека к Марсу может быть подготовлен к 2070–2080 гг., конечно при наличии благоприятных факторов...» [18, с. 98].

Важна и экологическая проблема, которую тоже необходимо решать. Подсчитаны уровень загрязнения окружающей среды при создании ракетно-космической техники и в результате ее использования. Например, при эксплуатации в 1986–2001 гг. российского орбитального комплекса «Мир» в атмосфере и на поверхности Земли произошли значительные загрязнения окружающей среды от падения ступеней ракет и работы двигателей. С экологической точки зрения еще более значительный вред принесет марсианская экспедиция. Вряд ли в ближайшее время можно решить эту сложную задачу [19, 20].

Но одна из главных проблем — политико-экономическая. В отличие от других, с политической точки зрения ее решение преждевременно, с финансовой — она самая затратная за всю историю. Предстоит еще много работы и расходов по созданию и

испытаниям систем безопасности, на которые уйдут десятилетия. Современная напряженная политико-экономическая политическая обстановка в мире скорее всего отодвинет марсианскую экспедицию на неопределенный срок. В обозримом будущем освоение Марса продолжится с помощью роботизированных систем и искусственного интеллекта, которые без риска для людей смогут успешно решить все поставленные перед марсианской экспедицией задачи [7, 18].

Литература

- [1] Газенко О.Г., Шаров В.Ю. Притяжение космоса. Москва, РТСофт, 2011, с. 103–107, 135–136, 183–185, 201–202.
- [2] Каку М. Будущее человечества: колонизация Марса, путешествия к звездам и обретение бессмертия. Москва, Альпина нон-фикшн, 2019, с. 97–128.
- [3] Бугров В.Е. Марсианский проект С.П. Королёва. Москва, Русские витязи, 2007, 200 с.
- [4] Безяев И.В., Стойко С.Ф. Обзор проектов пилотируемых полетов к Марсу. Космическая техника и технологии, 2018, № 3 (22), с. 17–31.
- [5] Коротеев А.С. (ред.). Пилотируемая экспедиция на Марс. Москва, Российская академия космонавтики им. К.Э. Циолковского, 2006, с. 320.
- [6] Горшков Л.А. Ступит ли нога человека на Марс? Земля и Вселенная, 1999, № 6, с. 45–50.
- [7] Герасютин С.А. Почему сегодня невозможна марсианская экспедиция. Земля и Вселенная, 2022, № 5, с. 65–87.
- [8] Григорьев А.И., Потапов А.Н. Пилотируемая экспедиция на Марс: медико-биологические проблемы. Земля и Вселенная, 1999, № 6, с. 51–58.
- [9] Григорьев А.И., Баранов В.М., Дёмин Е.П., Давыдов В.А. Эксперимент, моделирующий пилотируемый полет на Марс. Земля и Вселенная, 2008, № 3, с. 56–65.
- [10] Григорьев А.И., Моруков Б.В. «Марс-500»: предварительные итоги. Земля и Вселенная, 2013, № 3, с. 31–41.
- [11] Панасюк М.И. Тяжелые ядра космической радиации и планирование космических миссий. Земля и Вселенная, 2019, № 2, с. 4–14; № 3, с. 5–19.
- [12] Безродных И.П., Морозова Е.И., Петрукович А.А., Семёнов В.Т. Радиационные условия на орбите и поверхности Марса. Вопросы электромеханики. Труды ВНИИЭМ, 2014, т. 138, № 1, с. 53–57.
- [13] Уйба В.В., Ушаков И.Б., Сапецкий А.О. Медико-биологические риски, связанные с выполнением дальних космических полетов. Медицина экстремальных ситуаций, 2017, т. 59, № 1, с. 43–64.
- [14] Шибанов Г.П. Обеспечение безопасности человека на Земле и в космосе. М.: Издательский дом Академии им. Н.Е. Жуковского, 2020, с. 170–208.
- [15] Соловьёв В.А., Цыганков О.С. Реанимация станции «Салют-7». Земля и Вселенная, 2022, № 2, с. 49–69.
- [16] Салахутдинов Г.М. Приключения на орбитах. Москва, МАИ, 1993, с. 237.
- [17] Снявский В.В. Ядерные электроракетные двигатели для полета на Марс. Земля и Вселенная, 2017, № 5, с. 28–40.
- [18] Черток Б.Е. (ред.). Космонавтика XXI века. Попытка прогноза развития до 2101 г. Москва, РТ-Софт, 2010, с. 85–86, 96–99.
- [19] Кричевский С.В. Экологическая история орбитального комплекса «Мир». Земля и Вселенная, 2004, № 1, с. 74–79.
- [20] Кричевский С.В. Зеленая космонавтика для будущего человечества. Земля и Вселенная, 2014, № 6, с. 34–42.

УДК 629.787

Самоходный аппарат «Луноход-2» — пример унифицированной подвижной платформы с разной научной аппаратурой для новых исследований планет (50 лет успешному космическому проекту)

Хаханов Юрий Александрович

yury@hahanov.ru

Санкт-Петербургское отделение РАКЦ

Описана работа с автоматическим самоходным космическим аппаратом «Луноход-2», его технические и функциональные характеристики. Представлены новые методики проведения научных экспериментов и уникальные научные результаты. Дается их анализ на основе опыта наземной отработки с точки зрения возможности использования этого задела для новых космических проектов. Было выполнено 497 измерений физико-механических свойств лунного грунта на трассе длиной около 37 км.

Ключевые слова: Луноход-2, лунная поверхность, подвижной аппарат, унификация, уникальные научные эксперименты

Луноход-1 завершил работу — 14 сентября 1971 г. (космический аппарат «Луна-17» совершил посадку на поверхность Луны — 17.11.1970 г. и первый в мире Луноход-1 начал движение по грунту Луны). Прошло всего ~16 мес. и 16 января 1973 г. на поверхность Луны совершил посадку КА «Луна-21» с Луноходом-2. Но это новый проект... Вот были темпы! И снова сюрпризы...

Немного истории. Отличная посадка КА на поверхность Луны... Аплодисменты... Радость... Происходит смена оперативных научно-технических групп (ОНТГ) [1]. Включают СУЛ (систему управления луноходом) на Луноходе-2 в рамках подготовки к съезду с посадочной ступени (ПС) по аппаратам на лунную поверхность... и все в шоке! Прибор показывает угол ~40 град. — это наклон площадки ПС, на которой закреплен Луноход-2. Но специальное устройство на период перелета через подвеску прижимает колеса к площадке, поэтому, если дать команду на расстыковку, то под действием усилия от подвески Луноход-2 может при таком наклоне ПС опрокинуться и упасть на поверхность (в условиях лунной силы тяжести) и... авария! Что делать? Дана команда — все ищут решение..., но вывод один — надо выдавать команду на расстыковку. Решение тяжелое, все понимают возможные последствия... Команда — работаем по алгоритму... Включают телефотометры для оценки направления съезда по аппаратам. В поле зрения должен попасть датчик горизонтальности (резервный простой датчик — шарик катается в полусфере, на которой нанесены горизонтальные линии, а положение шарика на линии показывает угол отклонения площадки от горизонтальности). Перфолента, на которой фиксируется фотопанорама в вертикальной плоскости, ползет из щели аппарата... Все напряженно смотрят... И вот показывается картинка... у всех всплеск эмоций и радости... Шарик лежит на линии, которая соответствует наклону платформы ~5 град. С хорошим настроением, штатно, съехали на поверхность, развернули Луноход-2 так, чтобы солнечная батарея была направлена на Солнце для зарядки аккумуляторов. Спасибо разработчику, который придумал такой резервный уровень! Вот так — трагедия и триумф часто рядом... Как неожиданно началась работа Лунохода-2, который сделал фундаментальные открытия.

Впервые определено статистическое распределение механических свойств грунта по трассе движения «Лунохода-2». Уникальные данные о характере распределения механических свойств по трассе движения «Луноход-2» были получены на основе регулярных периодических измерений свойств грунта с помощью конусно-лопастного штампа ПрОП.

Всего было выполнено **497 измерений на трассе длиной около 37 км**. Средняя база измерений составила 75...150 м. Глубина проникновения штампа в грунт доходила до 100мм.

Это же мировые рекорды по количеству измерений...

Широко был использован метод определения наклона шасси по крену и дифференту — путем регистрации величин токов на электродвигателях мотор-колес. Этот метод могли применить, потому что на электродвигателях у нас были установлены датчики токов. Мы имели большой опыт изучения этого параметра при исследовании взаимодействия движителя с грунтом на разных участках поверхности в земных условиях. Поэтому с необходимой точностью мы могли регистрировать рельеф по которому СШ двигалось: на подъем, на спуск, по косогору и т. д. Этот метод в условиях сложившейся реальной ситуации нам здорово помог!

Кроме того, в системе дистанционного управления (СДУ) для безопасности движения СШ были предусмотрены защиты: по максимальному току, максимальному крену и дифференту [2]. Описанный выше метод выполнял и указанную функцию СДУ. Фактически мы регистрировали и контролировали процесс силового взаимодействия движителя СШ с грунтом по всей трассе движения по поверхности Луны.

Уникальная информация! Эти пленки (осциллограммы) еще где-то хранятся и их можно изучать с учетом современных методов обработки!

В процессе дополнительных исследований был проведен эксперимент среза колесом камня и получен уникальный научный результат: статистика расположения камней на поверхности Луны — другая, потому что были выявлены новый тип препятствия — камневидные образования [3].

В докладе изложены и другие интересные результаты, которые будут очень востребованы при разработке новых планетоходов [4].

Нельзя забывать опыт разработчиков по созданию планетоходов, зачем наступать снова на грабли незнаний!!!

Необходимо заметить что Луноход-1, 2, а далее Луноход-3 — это особые КА, которые перевернули наши подходы к генерации технических идей и разработке оригинальных конструкторских решений.

Была создана школа по созданию инопланетных транспортных средств.

Литература

- [1] Хаханов Ю.А. Роль оперативных научно-технических групп в обеспечении успешного управления самоходными шасси Лунохода-1, 2 при их натурной эксплуатации (40-лет успешному космическому проекту). XXXI годичная конференция Санкт-Петербургского отделения национального комитета по истории и философии науки и техники РАН. Сборник «Наука и техника: вопросы истории и теории». Санкт-Петербург, 2010.
- [2] Хаханов Ю.А. Некоторые вопросы истории создания системы безопасности движения самоходного шасси Лунохода-1. Общероссийская научно-техническая конференция «Четвертые Уткинские чтения». Санкт-Петербург, 2009.
- [3] Хаханов Ю.А. Лунный «Срезанный камень» Ю.П. Китляша. Инструментарий, методика и история уникального эксперимента (45 лет – Луноходу-2). XLV Общественно-научные чтения, посвященные памяти Ю.А. Гагарина. Гагарин, 2018.
- [4] Хаханов Ю.А. Методы, средства и практика прогнозирования проходимости самоходных шасси планетоходов. XXXVI 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, 20121.

УДК 004.5 004.4'27

Многофункциональная интеллектуальная информационная система эволюции развития и современного состояния ракетно-космической отрасли

Калашников Артем Дмитриевич

V61011@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Ткачева Диана Александровна

dianatka4eva@yandex.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Вдовкина Екатерина Дмитриевна

katya_naiko@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Горячкин Борис Сергеевич

bsgor@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Жидков Егор Ильич

e.jidkov@gmail.com

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Терехов Валерий Игоревич

terekchow@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Приведена основная структура разрабатываемой многофункциональной интеллектуальной информационной системы эволюции развития и современного состояния ракетно-космической отрасли. Также приведено описание содержащих в ней модулей — подсистем, а именно: Интерактивного навигатора по ракетно-космическим адресам России, бауманской космической энциклопедии, объектов космической инфраструктуры, космонавтов-бауманцев, виртуального музея и образовательных возможностях наследия и современного состояния ракетно-космической области.

Ключевые слова: интеллектуальная информационная система, ракетно-космические объекты, космическая отрасль

Современная Россия обладает огромными возможностями для успешного развития космической деятельности с учетом меняющихся условий как внутри страны, так и на мировой арене. Уникальный потенциал космической техники, многолетний опыт эксплуатации космических комплексов, участие в международном сотрудничестве по исследованию и практическому использованию космического производства в сочетании с космической инфраструктурой и высококвалифицированными кадрами составляют тот прочный фундамент, на основе которого Россия укрепит позиции в мировой космонавтике. Многофункциональная интеллектуальная информационная система эволюции развития и современного состояния ракетно-космической отрасли представляет собой набор информационно-технологических подсистем, функционирующих, как единый программный комплекс. В результате работы были выделены следующие подсистемы: интерактивный навигатор по ракетно-космическим адресам России, бауманская космическая энциклопедия, объекты космической инфраструктуры, летописи космонавтов-бауманцев, виртуальный музей и образовательные возможности наследия и современного состояния ракетно-космической области. Данная

система предназначена для ознакомления и изучения истории и объектов космического наследия, просмотр ракетно-космических объектов.

В рамках данной работы рассмотрим предназначение и возможности каждого модуля.

Подсистема «интерактивный навигатор» [1, 2] — это модуль, предназначенный для просмотра и получения информации о различных ракетно-космических ресурсах на основе карты с их адресами. Она предоставляет пользователю возможность просматривать карту и получать информацию о конкретном объекте. Ракетно-космические адреса отображены в виде меток на карте. Используя модуль интерактивный навигатор у пользователя есть возможность перемещаться по карте в поисках ракетно-космических объектов. При наведении на метку на карте пользователь увидит краткую информацию об объекте. При нажатии на метку на странице будет отображаться структурированная информация. В качестве картографической основы может быть использована одна из общедоступных систем, таких как OpenStreetMap или Yandex Карты.

Одной из выделенных подсистем является «Бауманская космическая энциклопедия» [3]. Она представляет собой модуль, предназначенный для просмотра информации о ключевых фактах российской космонавтики, а именно: о событиях, людях, объектах и важных аспектах космонавтики. Информация представлена на нескольких отдельных страницах. Одна из которых включает в себя перечень компонентов — карточек, содержащих сжатую информацию о факте и сопутствующую фотографию. На данной странице пользователю предоставляется возможность поиска интересующего его факта или объекта. Также пользователю представлена возможность перехода по карточке, для получения более полной и подробной информации. При просмотре факта пользователь может просматривать изображения, описывающие его, просматривать информацию о нем, скачать информацию в виде PDF-файла.

Предназначением подсистемы «Объекты космической (ракетно-космической) инфраструктуры» [4] является хранение и визуализация данных об объектах космической инфраструктуры, а именно: о космодромах, их инфраструктуре (стартовых и технических комплексах) и о космических аппаратах. Пользователям предоставляется возможность просмотра списка всех объектов, представленным в виде карточки-компонента, аналогичной ранее рассматриваемой системе. Возможен поиск объекта, интересующего пользователя, а также переход к наиболее полной информации, содержащую как текст, так и видео-, фотофайлы.

Еще одной подсистемой, определенной нами, является подсистема «Космонавты-бауманцы» [5]. Данный модуль предназначен также для хранения и визуализации данных о космонавтах, обучавшихся, окончивших или преподававших в МВТУ (МГТУ) им. Н.Э. Баумана. Представляет возможность пользователю ознакомиться с летописью космонавтов-бауманцев. При использовании подсистемы «Космонавты-бауманцы» пользователь может найти интересовавшего космонавта-бауманца на общей странице «Космонавты», нажатием на карточку космонавта перейти на отдельную страницу с информацией о нем, ознакомиться с летописью, а также скачать в формате PDF.

В качестве отдельной подсистемы нами был выделен «Виртуальный музей». Его предназначением является хранение и визуализация местности и данных об музеях космической инфраструктуры, а именно: ракетно-космической техники. Виртуальный музей — это пак панорамных фотографий, в которой переход от одной происходит через активные зоны (точки привязки), размещенные на изображениях. Вся вир-

туальная экскурсия дополняется интерактивной информацией, которые дают подробное описание экспоната. Возможно будет реализовано озвучивание переднего плана, видео ролики и гиперссылки с переходом от экспоната на элементы портала.

При проектировании предусмотрена подсистема, отвечающая за образовательные возможности, где будет доступна полная и актуальная информация о реализуемых на данный момент проектах (в том числе микроспутники серии «Бауманец» [6], нано- и пикоспутники серии «Парус — МГТУ»). Также одной из основных задач подсистемы является популяризация МКЦ. Для решения предлагается визуализация структуры центра, особенностей его работы и доступных образовательных возможностях с учетом возраста посетителей сайта.

Спроектированная система позволяет укрепить потенциал космической техники и популяризации космонавтики, на основе которого Россия укрепит позиции в мировой космонавтике.

Литература

- [1] Кузнецов М.И. Молодежные образовательно-исследовательские экспедиции в наукограды России. История техники и музейное дело: матер. IX Междунар. науч.-практ. конф. Вып. 8. Москва, ИИЕТ РАН, Политехнический музей, Ассоциация «АМНИТ», 2016, с. 406–411.
- [2] Кузнецов М.И. Молодежные образовательно-исследовательские экспедиции в космические наукограды. Первая Всероссийская конференция по космическому образованию «Дорога в космос». Москва, ИКИ РАН, 2019, с. 220–225.
- [3] Кузнецов М.И. Ракетно-космические адреса Московского региона. Цандер. XLIV 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, 2020, т. 1, с. 19–21.
- [4] Хаванов А.В., Кузнецов М.И. (ред.). 4. Навигатор по космическим адресам Московского региона. Москва, Ключ-С, 2017, 128 с.
- [5] Кузнецов М.И. «Ракетно-космические» адреса взаимодействия Цандера, Королёва, Победоносцева в окрестностях МВТУ – МММИ. 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. 1, с. 17–19.
- [6] Кузнецов М.И. Космическая дорога наукоградов Московского региона. XL 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, 2016, с. 298.

УДК 613.693

Вклад В.И. Яздовского в решение медико-биологических проблем первого полета человека в космос

Матюшев Тимофей Викторович

mtv4465@yandex.ru

*Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)***Рыбина Анастасия Сергеевна**

serg4066@live.ru

*Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)***Малышев Андрей Дмитриевич**

super.fylhjvf2000@yandex.ru

*Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)***Максимова Ирина Дмитриевна**

irina.semka2017@yandex.ru

*Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)***Дворников Михаил Вячеславович**

dvormv@yandex.ru

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Статья посвящена раскрытию вклада Владимира Ивановича Яздовского и коллектива сотрудников научно-исследовательского испытательного института авиационной медицины, под его руководством, в развитие космической медицины. Благодаря им впервые были проведены теоретические и экспериментальные исследования по научным и практическим проблемам космической медицины. Были созданы и отработаны системы медико-биологического обеспечения сначала биологических объектов, а потом и первых пилотируемых полетов человека, а также проведено научно-практическое сопровождение полетов по программам «Восток», «Восход» и «Союз».

Ключевые слова: *космическая медицина, первый полет, космонавты, медико-биологическое обеспечение*

Для осуществления пилотируемой космонавтики были необходимы разносторонние теоретические и экспериментальные исследования по научному обоснованию возможности космических полетов сначала биологических объектов, а в дальнейшем и человека с разработкой мер и устройств по обеспечению безопасности полетов. Исследования комплекса этих проблем, вошедших в круг задач и интересов космической биологии и медицины, возглавил Владимир Иванович Яздовский. Им и его коллективом были разработаны программа научных исследований по космической биологии и медицине, классификация факторов космического полета, методология исследований, схема и структура биологических исследований на ракетах, система отбора, подготовки, тренировки и обеспечения космонавтов, создана школа космической биологии и медицины в СССР.

Владимир Иванович Яздовский родился 24 июня 1913 г. в Ашхабаде. Высшее техническое образование получил в 1933 г. в Самарканде, где работал на инженерных должностях в системе водного хозяйства. В 1937 г. поступил в Ташкентский медицинский институт, который окончил в 1941 г. с отличием, был Сталинским стипендиатом, и даже подготовил кандидатскую диссертацию по нейрохирургии, но в связи с началом Великой Отечественной войны не успел защитить.

В ноябре 1941 года Яздовский ушел добровольцем на фронт. Проходил службу в действующей армии на фронтах Великой Отечественной войны вначале в запасном, затем и штурмовом авиаполку. Окончил войну в должности начальника медицинской службы 289-й штурмовой авиадивизии.

После окончания войны был переведен в Москву, в Научно-исследовательский испытательный институт авиационной медицины МО СССР (переименованный в 1959 г. в Научно-исследовательский испытательный институт авиационной и космической медицины). За время службы с 1947 по 1964 г. прошел путь от начальника лаборатории до заместителя начальника института по науке (1960–1964) и начальника управления (космическая медицина) [2–4].

В 1948 г. по рекомендации А.Н. Туполева С.П. Королёв предложил Владимиру Ивановичу возглавить медико-биологические исследования на ракетах. Разработанная 36-летним кандидатом наук методология и программа исследований по обеспечению космических полетов животных в 1949 г. была одобрена Президиумом Академии наук СССР. Спустя два года он курировал уже всю программу подготовки и высотных испытаний биообъектов. Под его руководством в 1951 г. были проведены первые успешные запуски животных на геофизических ракетах Р-2А (Цыгана и Дезика на высоту 100 км, 22 июля 1951 г.), за медико-биологическое обеспечение которых Яздовский в 1952 г. был удостоен Сталинской премии. В этих исследованиях впервые была доказана возможность безопасного пребывания на космических высотах живых организмов в герметической кабине [1, 2, 5].

Под руководством Яздовского выполнялась обширная программа биологических исследования верхних слоев атмосферы и космического пространства. Изучались биологические и медицинские проблемы космических полетов при запусках одноступенчатых геофизических ракет с животными. В экспериментах исследовалось влияние ускорений и невесомости. Проводилась подготовка к запуску 2-го искусственного спутника Земли с собакой Лайкой (3 ноября 1957 г.) и возвращаемых космических кораблях-спутниках Земли (Белка и Стрелка, 19 августа 1960 г.). Эти исследования доказали возможность безопасного полета человека в космическое пространство.

В 1959 г. Владимир Иванович возглавил специальные исследования по медицинскому обеспечению безопасности пилотируемых полетов. Под его руководством обосновываются медико-технические требования к герметической кабине космического корабля, проводятся испытания безмасочного скафандра, средств индивидуальной защиты, систем жизнеобеспечения и приземления с помощью катапультного кресла и в самом корабле. Создается эффективная система дистанционного контроля состояния здоровья космонавта и работы систем, обеспечивающих безопасность полетов. Эти исследования послужили основой для принятия окончательного решения о возможности полета человека на космическом корабле «Восток» [3, 4, 6], состоявшегося 12 апреля 1961 г.

Научный коллектив, возглавляемый Владимиром Ивановичем, осуществлял медицинскую подготовку не только первого космонавта Ю. А. Гагарина, но и других космонавтов Первого отряда. В 1960 г. Владимир Иванович разрабатывает научную доктрину биологических и медицинских исследований по освоению космического пространства, руководит разработкой системы отбора, подготовки, тренировки кандидатов в космонавты и медицинского обеспечения космических полетов [2, 7].

Владимир Иванович руководил медицинской подготовкой и обеспечением безопасности всех космических полетов кораблей «ВОСТОК» и «ВОСХОД». Одновременно им закладывались основы обеспечения космических полетов будущего, разра-

батывались основы создания перспективных систем жизнеобеспечения человека в длительных полетах [2, 3, 7].

С 1964 по 1968 год Яздовский работал в Институте медико-биологических проблем (ИМБП) Минздрава СССР заведующим сектором и заместителем директора по науке, где решал сложнейшие проблемы обеспечения работоспособности космонавтов во время продолжительных полетов на орбитальной космической станции. Затем в течение 25 лет работал во ВНИИ «Биотехника» (заведующий лабораторией, главный научный сотрудник), где разрабатывал перспективные биологические системы жизнеобеспечения в будущих длительных космических полетах.

Награжден 6 орденами, в том числе орденом Ленина, Трудового Красного Знамени, двумя орденами Отечественной войны II степени, Красной Звезды, Дружбы народов, более чем 30 медалями за трудовые, боевые и научные заслуги. Лауреат Большой золотой медали Международной авиамедицинской академии (1962) за уникальные научные исследования по обоснованию возможности полета человека в космос и его медико-биологическое обеспечение.

Яздовский — по праву признанный в мире основоположник космической биологии и медицины, создатель нового направления, скрупулезный и дотошный системщик. По мнению экспертов, глубокие и всесторонние знания Яздовского в различных областях биологии, медицины, техники, а также его организаторские способности способствовали привлечению к исследованиям проблем космической биологии и медицины ведущих ученых страны по различным специальностям. Он добивался успешного взаимодействия космических конструкторских бюро с руководством Военно-воздушных сил, Академией наук, Академией медицинских наук, Министерством здравоохранения СССР и специалистами вузов.

Научное наследие ученого развивается его учениками и последователями. Общеизвестно, что неукротимая энергия, высокая работоспособность и творческий азарт Яздовского способствовали становлению такой новой науки, как «Космическая биология и космическая медицина».

Литература

- [1] Яздовский В.И. На тропах Вселенной. Вклад космической биологии и медицины в освоение космического пространства. Москва, Слово, 1996, 288 с.
- [2] История отечественной космической медицины (по материалам военно-медицинских учреждений). Под ред. И.Б. Ушакова, В.С. Бедненко, Э.В. Лопаева. Воронеж, Воронежский государственный университет, 2001, 320 с.
- [3] Вартбаронов Р.А., Жданько И.М., Хоменко М.Н. Владимир Иванович Яздовский (к 100-летию со дня рождения). Земля и Вселенная, 2013, № 5, с. 46–55.
- [4] Вартбаронов Р.А., Жданько И.М., Хоменко М.Н. Основоположник отечественной космической биологии и медицины (к 100-летию со дня рождения В.И. Яздовского). Военно-медицинский журнал, 2013, № 6, с. 72–74.
- [5] Песляк А. Ученый космического масштаба. Вестник Федерации космонавтики России, 2013, № 3 (3), с. 30–31.
- [6] Пономаренко В.А. Великий первопроходец и созидатель (посвящается памяти В.И. Яздовского). Пилотируемые полеты в космос, 2013, № 1(6), с. 120–134.
- [7] Григорьев А.И., Ушаков И.Б., Вартбаронов Р.А. К 90-летию со дня рождения В.И.Яздовского // Авиакосмическая и экологическая медицина, 2003, т. 37, № 3, с. 64—67.

УДК 623-9

Командно-измерительный комплекс при создании и управлении навигационными космическими системами

Скрыль Олег Алексеевич

oas197@mail.ru

Межрегиональная общественная организация «Ветераны КИК»

Рассмотрены вопросы создания и особенностей управления навигационными космическими системами периода 1960–1970-х годов. Показана роль военных специалистов в развитии командно-измерительного комплекса (КИК) и совершенствовании управления космическими аппаратами. Основной целью работ является повышение точности навигационных определений местоположения в интересах видов Вооруженных сил и народного хозяйства.

Ключевые слова: командно-измерительный комплекс, летно-конструкторские испытания, ракетно-космическая техника, искусственный спутник Земли

В начале 1950-х годов в Ленинградской военно-воздушной академии имени А.Ф. Можайского проводились исследования возможности применения радиоастрономических методов для самолетовождения. Руководил работами профессор В.С. Шебшаевич. На основании этих работ в октябре и декабре 1957 г. было озвучено научно обоснованное предложение об использовании ИСЗ для решения задач навигации. Научные основы спутниковых радионавигационных систем были существенно развиты в результате исследований по теме НИР «Спутник» (1958–1959). Основное внимание уделялось точности навигационных определений, обеспечению глобальности, круглосуточности применения независимо от погодных условий. Проведенные работы позволили перейти в 1963 г. к опытно-конструкторской разработке первой отечественной совмещенной навигационно-связной низкоорбитальной системы «Циклон». Разработка и испытания космической навигационно-связной системы «Циклон» и средств командно-измерительного комплекса (КИК) проводились на основании Постановления СМ СССР от 11 сентября 1964 г. На Центр КИК возлагались испытания и организация работы наземного комплекса, баллистическое обеспечение и управление КА в полете. Для выполнения этих задач были развернуты в Колпашево, Щелково и Уссурийске многофункциональные системы «База-У», которые управляли бортовой аппаратурой КА, проводили траекторные измерения, телеметрический контроль бортовых систем, проводили сверку и коррекцию бортовой шкалы времени, принимали из Центра и передавали эфемеридно-программную информацию [1, 2]. В системе «База-У» впервые была реализована передача, запоминание и обработка на борту больших объемов специнформации, реализована высокоточная шкала бортового времени. Летно-конструкторские испытания (ЛКИ) проводились в период с 23 ноября 1967 г. по 15 июля 1970 г. Военным специалистам, наряду с разработчиками, принадлежит значительная роль в отработке системы «Циклон». В 1966 г. сформирован отдел Центра КИК, который проводил подготовку и проведение ЛКИ. В ходе ЛКИ было выведено и принято на управление четыре КА «Циклон». Точность определения местоположения было доведено до 100...150 м. Показана роль специалистов Центра КИК, итоги ЛКИ и перспективы развития системы [3, 4].

В 1971 г. космическая система «Циклон» принята в опытную эксплуатацию. Всего за время эксплуатации системы было выведено 25 КА «Циклон».

Опыт, полученный при создании, ЛКИ и эксплуатации системы «Циклон», позволил еще в 1967 г. приступить к разработке системы «Циклон-Б» («Парус») с повышенными техническими и эксплуатационными характеристиками. Разработка и испытания системы «Парус» проводилась во исполнение Постановлений СМ СССР от 21 июля 1967 г. и 30 декабря 1971 г. ЛКИ проводили те же специалисты Центра КИК, которые проводили испытания системы «Циклон». Для управления КА системы «Парус» на шести командно-измерительных пунктах Центра КИК были развернуты комплексы «Гамань-База-ДМ». Испытания системы были проведены в период с 26 декабря 1974 г. по 20 августа 1975 г. В ходе ЛКИ на орбиту выведено три КА. По результатам испытаний система была принята на вооружение в 1976 году. За длительное время эксплуатации было выведено 86 КА системы «Парус».

Системы «Циклон» и «Парус» не могли решить задачу глобальности массового потребителя, так как имели существенные ограничения непрерывной работы и ресурса бортовой аппаратуры КА. Поэтому в соответствии с Постановлением СМ СССР от 12 мая 1974 г. на базе системы «Парус» началась разработка космической навигационной системы «Цикада», которая явилась этапом создания единой навигационно-геодезической системы. В состав системы входили четыре КА, состав комплекса управления остался без изменений. Испытания системы были проведены в период с 12 ноября 1976 г. по октябрь 1978 г. Система принята в эксплуатацию 20 ноября 1979 г. и эксплуатировалась до 2004 г.

В 1977 г. в рамках международного сотрудничества началась разработка и создание космической системы спасения самолетов и кораблей, терпящих бедствие. Система состояла из двух группировок КА: 2-3 КА САРСАТ (США) и 2-3 КА КОСПАС — «Надежда». Космические аппараты «Надежда» были разработаны на базе КА «Цикада», на которые дополнительно установили аппаратуру радиокomплекса спасения (РКС).

Основанием для разработки и создания системы «Надежда» были Постановления СМ СССР от 26 января 1977 г. и от 12 января 1978 г. ЛКИ системы проводилось с 1982 по 1989 г. по трем КА. КА «Надежда-403» использовался по целевому назначению до 18 июля 2007 г.

Работы, проведенные при создании, проведении испытаний и эксплуатации космических систем «Циклон», «Парус», «Цикада», «Надежда» послужили преддверием создания Единой космической навигационной системы ГЛОНАСС. Постановление СМ СССР, вышедшее в декабре 1976 г., узаконило начавшиеся работы предприятий отрасли и НИИ Министерства обороны СССР по созданию новой системы и определило порядок ее разработки и проведения испытаний [4].

Литература

- [1] Сиробаба Я.Я. (ред.). История командно-измерительного комплекса управления космическими аппаратами от истоков до Главного испытательного центра имени Г.С. Титова. Москва, ЗАО СП «Контакт-РЛ», 2006, с. 103–104, 116–117, 234.
- [2] Мещеряков И.В. В мире космонавтики. Нижний Новгород, «Русский купец» и «Братья славяне», 1996, с. 147, 149–153, 170–173, 177–182.
- [3] Кузнецов В.П. Истина — дочь времени, а не авторитета. Москва, Санкт-Петербург, 2014, с. 156–160, 204.
- [4] Трахтман А.М., Старцев В.К. История Российского НИИ космического приборостроения. Вып. 2. Москва, ТОО «Прессинг», 1996, с. 218–219.



Секция 2. ЛЕТАТЕЛЬНЫЕ АППАРАТЫ. ПРОЕКТИРОВАНИЕ И КОНСТРУКЦИЯ

УДК 629.786.2

Принцип центричности в процессе становления общественного пространства орбитальной станции

Щеглов Георгий Александрович
МГТУ им. Н.Э. Баумана

shcheglov_ga@bmstu.ru

Павлов Николай Леонидович
МАРХИ

h15r@yandex.ru

Формирование новых принципов космической архитектуры является актуальной задачей при проектировании перспективных орбитальных станций с экипажем в несколько десятков человек. Принципиально новый, количественно и качественно сложный состав экипажа требует проектирования в структуре операционной системы различных типов общественного пространства. Предложены варианты формирования общественного пространства в структуре операционной системы ближайших поколений, предусматривающие реализацию принципа центричности как одной из ветвей естественного развития природных и культурных основ построения пространства жизнедеятельности человека и общества, сформировавшихся на протяжении всей истории человечества.

Ключевые слова: *пилотируемая орбитальная станция, пространство жизнедеятельности, космическая архитектура, общественное пространство, принцип центричности*

Развитие пилотируемых орбитальных станций (ОС) неизбежно приведет к увеличению численности их экипажа. Это следует из логики освоения космического пространства, заложенной К.Э. Циолковским [1]. От 10–20 человек, которых может сегодня принять Международная космическая станция, по мере освоения космического пространства человеком неизбежно будет осуществлен переход к экипажам численностью до 50..100 человек. Принципиально новый, количественно и качественно сложный, состав экипажа потребует проектирования в структуре ОС системы различных типов общественного пространства для отдельных групп и целых сообществ самого разного назначения и размера, объединенных пребыванием в общем пространстве ОС. Для формирования принципов построения такого пространства логично использовать опыт, накопленный мировой архитектурой.

Проблема построения общественного пространства на современной стадии развития общества и в связи с появлением новых технологических возможностей представляет одну из важнейших тем не только в профессиональной практике архитектуры и градостроительства, но и в самых широких слоях общественного сознания. Сегодня особенно активно в самых разных областях научного знания, в проектной практике и в общественной жизни разрабатывается и заново осмысливается тема coliving и coworking. В таком аспекте проблема построения общественного пространства в со-

ставе ОС предстает не только как очередная задача для проектировщика, но и как полноценная часть общезначимой тенденции на современном этапе развития мировой цивилизации [2].

Становление и развитие структуры ПКА можно представить как стадии функционального и пространственного развертывания: кабина пилота как простейшее укрытие; орбитальный корабль с единым многофункциональным пространством; орбитальный комплекс, состоящий из специализированных модулей: рабочих, жилых, технических, складских и т. д. Очевидно, что на следующей стадии должно произойти становление и развитие специализированного общественного пространства. Первые, но достаточно очевидные признаки формирования такого пространства в пространстве модулей ОС можно наблюдать уже сегодня.

В данной работе констатируется, что принцип центричности выступает как смысловая, функциональная и структурная основа построения пространства жизнедеятельности человека и общества на всем протяжении истории и преемственности земной цивилизации.

В традиционной культуре, развивавшейся в течении многих тысяч лет у самых разных народов на всех континентах нашей планеты, общественное пространство строится как центрическая структура: будь то первобытная пещера или зал заседаний комитета ООН. В такой традиционной для всего человечества структуре центр общественного пространства всегда отмечается особо сакрализованным смысловым объектом: очагом, алтарем, священным сосудом, столом и т. д. Такой естественно сформировавшийся в человеческой культуре смысловой центр фиксирует основание вертикальной оси общественного пространства, вокруг которой обращалось все Бытие каждого конкретного сообщества. Человеческое общество, как правило, обладает иерархической структурой: от простейшего родового (семьи) или территориального (соседского) сообщества до общегородского. Соответственно строилась иерархия видов общественного пространства от общей комнаты в квартире до центральной площади города.

Представлен процесс становления общественного пространства в составе модулей ПКА, в том числе входящих в структуру ОС [3, 4]. Показано, что принцип центричности в построении общей пространственной структуры ПКА и ОС, а также в перспективных и футуристических проектах космических поселений от первых замыслов в начале XX века и до сегодняшнего дня присутствует в двух основных вариантах: центрическом и осевом. Показано, что в ряде разработок разного времени, направленных на освоение космического пространства, в том числе и различных небесных тел, принцип реализуется в двух основных видах: в виде центрального коммуникационного канала, соединяющего помещения различного назначения и в виде герметичного пространственного ядра надувной конструкции.

Предложены варианты формирования общественного пространства в структуре ОС ближайших поколений, предусматривающие реализацию принципа центричности, как одной из ветвей естественного развития природных и культурных основ построения пространства жизнедеятельности человека и общества, сформировавшихся на протяжении всей истории человечества.

Литература

- [1] Tsiolkovsky K. The Aims of Astronautics. Athena University Press, 2004, 48 p.
- [2] Павлов Н.Л. Архитектура. Введение в профессию. Млсква, Архитектура-С, 2019, 472 с.
- [3] Щеглов Г.А. (ред.). Основы компоновки бортового оборудования пилотируемых космических аппаратов. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2020, 755 с.
- [4] Bannova O. Space architecture. Human habitats beyond planet Earth. DOM Publishers, 2021, 240 p.

УДК 629.783

Построение группировки низкоорбитальных космических аппаратов

Соболев Иван Анатольевич

sobolevia@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Рассмотрено покрытие Земли полосами обзора оптической аппаратуры космических аппаратов дистанционного зондирования Земли, размещенными на сверхнизких орбитах. Проведен анализ взаимосвязи характеристик покрытия, орбитальных параметров и характеристик бортовой аппаратуры космического аппарата. Рассмотрен облик низкоорбитальных космических аппаратов различных концепций, предложены соображения по выбору наиболее подходящего варианта конструкции.

Ключевые слова: космический аппарат дистанционного зондирования Земли, низкая околоземная орбита, низкоорбитальный космический аппарат, оптико-электронная разведка, оптико-электронная система, покрытие Земли

Построение группировки низкоорбитальных космических аппаратов

В настоящее время создание космических аппаратов (КА) дистанционного зондирования Земли с пространственным разрешением на уровне 0,3...0,5 м становится все больше востребованным для решения целого ряда народно-хозяйственных и оборонных задач [1, 2].

Первыми разработчиками КА сверхвысокого разрешения стали американские компании, но с 2006 г. запуски подобных аппаратов уже осуществили: Израиль (EROS-B), Россия (Ресурс-ДК), Корея (KOMPSAT-2), Индия (Cartosat-2). Тем не менее США пока сохраняют техническое лидерство, о чем свидетельствует вывод на орбиту таких КА как GeoEye-1, WorldView-1, WorldView-2, WorldView-3, WorldView-4 с разрешением 0,3–0,5 м.

В России результаты, подтверждающие возможность получения указанного разрешения, получены в рамках создания КА «Персона». При этом необходимо отметить, что создаваемая российская съемочная аппаратура сверхвысокого разрешения по своим массово-габаритным характеристикам уступает американским аналогам и ориентируется на крупногабаритные зеркальные системы с диаметром до 1,5 м и фокусным расстоянием до 20 м. Из-за этого возникают сложные технологические проблемы поддержания высокой стабильности геометрических параметров объективов. Итоговым результатом является значительное усложнение конструкции и увеличение габаритов КА в целом, ведущее к существенному росту стоимости и сроков разработки КА.

Одним из путей преодоления перечисленных трудностей является повышение разрешения аппаратуры за счет размещения КА на сверхнизкой орбите (200...250 км). В этом случае высокого пространственного разрешения возможно достичь с использованием аппаратуры существенно меньшей массы, габаритов и стоимости [3]. Основной проблемой создания таких КА является поддержание орбиты в условиях достаточно плотной атмосферы на таких высотах. Решение данной проблемы видится в применении двигателей малой тяги, как постоянно действующих для компенса-

ции аэродинамического сопротивления, так и задействованных периодически для подъема орбиты при достижении нижней допустимой границы высоты [4].

Важнейшей характеристикой системы ДЗЗ является периодичность обзора заданного района поверхности, а также время полного покрытия поверхности Земли полосами обзора аппаратуры космического аппарата [4]. Эти характеристики хорошо исследованы для космических аппаратов, которые расположены на орбитах с числом полных витков в полетных сутках $n_{\text{пс}} = 14$ и $n_{\text{пс}} = 15$. Такие значения $n_{\text{пс}}$ характерны для орбит высотой 400...800 км. Однако понижение высоты орбиты потребует исследования характеристик покрытия земной поверхности для орбит $n_{\text{пс}} = 16$.

В докладе приведены результаты рассмотрения покрытия земной поверхности полосами обзора аппаратуры космических аппаратов, расположенных на сверхнизких орбитах. Проанализирована зависимость необходимой ширины полосы обзора от требований по обеспечению нужной периодичности полного покрытия земной поверхности. Сформулированы изменение требований к характеристикам съемочной аппаратуры низкоорбитальных КА по сравнению с КА, размещенными на «традиционных» орбитах. В заключение рассмотрен ряд инженерных концепций низкоорбитальных КА и даны соображения по выбору варианта конструкции, наиболее подходящей для реализации в России на современном этапе.

Литература

- [1] Чернов А.А., Чернявский Г.М. Орбиты спутников дистанционного зондирования Земли. Лекции и упражнения. Москва, Радио и связь, 2004, 200 с.
- [2] Гарбук С.В., Гершензон В.Е. Космические системы дистанционного зондирования Земли. Москва, Изд-во А и Б, 1997, 296 с.
- [3] Сенцов Ю.И., Хмельщиков М.В. Зависимость веса космического аппарата дистанционного зондирования Земли от пространственного разрешения съёмочной аппаратуры. Вестник НПО им. С.А. Лавочкина, 2015, № 2, с. 81–88.
- [4] Волоцуев В.В. Низкоорбитальные космические аппараты высокодетального наблюдения с длительным сроком существования на рабочих орбитах высотой ниже четырехсот километров. Инженерный журнал: наука и инновации, 2021, вып. 12.
DOI: <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2021-12-2135>

УДК 629.783

Анализ влияния внешних возмущающих факторов на траекторию движения космической солнечной электростанции

Соболев Иван Анатольевич

sobolevia@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Самыловский Иван Александрович

ivan.samylovskiy@cosmos.msu.ru

МГУ имени М.В. Ломоносова

Проанализировано влияние аэродинамических нагрузок и воздействия солнечного излучения на параметры орбиты крупногабаритной космической солнечной электростанции. Приведены результаты расчетов, осуществленных в программном комплексе MIDE (интегрированная среда разработки космических миссий), разработанном коллективом факультета космических исследований (ФКИ) МГУ имени М.В. Ломоносова. На основе полученных данных формируются рекомендации по учету воздействия внешних возмущающих факторов на конструкции такого класса в процессе решения проектных задач.

Ключевые слова: космические электростанции, космические энергостанции, энергетика, солнечная электростанция, орбитальное движение, крупногабаритные космические конструкции

Проблема переноса производства энергии в околоземное космическое пространство является предметом инженерного и научного обсуждения на протяжении всей истории освоения космоса. Основным элементом космической энергосистемы должны стать крупногабаритные конструкции космических солнечных электростанций (КСЭС), разворачиваемые на орбите.

К настоящему моменту разработан ряд концепций КСЭС, размещаемых как в ближнем околоземном пространстве, так и на геостационарной орбите. Общим для всех концепций КСЭС является требование максимальной продолжительности освещенного участка орбиты. Такому требованию удовлетворяет геостационарная орбита либо солнечносинхронная орбита с максимальным углом освещения ее плоскости. Следует обратить особое внимание на то обстоятельство, что для крупногабаритных конструкций ввиду больших значений массы и габаритов возможности коррекции орбиты будут ограничены. Таким образом, вопрос обеспечения стабильности орбитальных параметров в заданных пределах обретает для КСЭС особую актуальность.

В то же время конструкции такого типа, обладая значительными размерами, будут особенно подвержены воздействию внешних факторов, в первую очередь, давления солнечного излучения и сопротивления атмосферы. Их влияние, как правило, не носящее принципиального характера для обычных космических аппаратов, в рассматриваемом случае может стать определяющим не только при выборе параметров орбиты, но и при разработке конструктивной схемы.

В предлагаемом докладе проводится анализ движения модельной КСЭС по околоземной солнечносинхронной орбите, геостационарной орбите и высокоэллиптической суточной орбите. Симуляция орбитального полета осуществлялась с использованием

программного комплекса MIDE, разработанного в МГУ им. М. В. Ломоносова. На завершающем этапе проведено сравнение результатов, полученных при моделировании полета под воздействием следующих факторов:

- только гравитационного поля Земли;
- гравитационного поля Земли и сопротивления атмосферы;
- гравитационного поля Земли и давления солнечного излучения;
- гравитационного поля Земли, сопротивления атмосферы и солнечного излучения;
- гравитационного поля Земли, сопротивления атмосферы, солнечного излучения и гравитации Луны;

Объектами исследования являлись проект демонстрационной КСЭС с площадью панелей 340 и 500 м², разработанный в НПО им. С. А. Лавочкина [1–3], и концептуальная КСЭС на основе раскрывающегося инерционными силами полотнища, предложенная в работах В.М. Мельникова и других авторов [4, 5]. В качестве исходных данных использовались значения массы и геометрических размеров обеих конструкций, опубликованные в литературных источниках.

В заключении проведен анализ полученных результатов, приведены рекомендации по выбору орбит для размещения космических солнечных электростанций, а также некоторые выводы по геометрической стабильности нежестких конструкций КСЭС.

Литература

- [1] Сысоев В.К., Пичхадзе К.М., Фельдман Л.И., Аратов Е.А и др. Концепция разработки космической солнечной электростанции. Вестник НПО им. С.А. Лавочкина, 2011, № 2, с. 14–19.
- [2] Сысоев В.К., Пичхадзе К.М., Верлан А.А., Насыров А.Ф. Анализ структуры демонстрационной космической электростанции. Вестник НПО им. С.А. Лавочкина, 2012, № 3, с. 28–34.
- [3] Хартов В.В., Ефанов В.В., ред. Проектирование автоматических космических аппаратов для фундаментальных научных исследований. В 3 т. Т. 2. Москва, МАИ-ПРИНТ, 2014, 544 с.
- [4] Мельников В.М., Комков В.А., Райкунов Г.Г., Харлов Б.Н. Центробежные бескаркасные крупногабаритные космические конструкции. Москва, Физматлит, 2009, 448 с.
- [5] Райкунов Г.Г., Комков В.А., Сысоев В.К., Мельников В.М. Космические солнечные электростанции — проблемы и перспективы. Москва, РУДН, 2017, 282 с.

УДК 62-1

Математическая модель динамики посадки космического аппарата на участке его взаимодействия с посадочной поверхностью

Кучуков Артур Вадимович

a_kuchukov@mail.ru

ПАО РКК «Энергия»

Борзых Сергей Васильевич

borprofessor@gmail.com

ПАО РКК «Энергия»

Рассмотрена модель динамики посадки на участке контакта с посадочной поверхностью небесного тела. Записаны уравнения пространственного движения аппарата и элементов его посадочного устройства, дополненные системой специальных уравнений для определения реакций связей в опорах посадочного устройства. Показан подход к решению полученной системы уравнений. Возможности модели показаны на примере расчета динамики посадки лунного модуля.

Ключевые слова: космический аппарат, динамика посадки, уравнения связи, лунный модуль

Процесс посадки космического аппарата с момента начала его контакта с поверхностью и до полной остановки является одним из наиболее критичных этапов его функционирования. Из-за погрешностей системы управления движением в момент контакта с поверхностью космический аппарат (КА) обладает существенной остаточной кинетической энергией, которую необходимо погасить. Для этой цели используются специальные опорные посадочные устройства, поглощающие остаточную энергию и исключающие удар КА о поверхность [1].

Посадка считается успешной при выполнении ряда критериев: непревышение перегрузкой некоторых предельных значений; устойчивость КА при движении по посадочной поверхности (отсутствие опрокидывания); минимально необходимый клиренс.

Космический аппарат и элементы посадочного устройства рассматриваются как сложная механическая система с внутренними связями, вид которых отражает конструктивные ограничения, накладываемые связями на относительное движение тел системы [2]. В зависимости от конкретной конструкции опор посадочного устройства это могут быть шарниры, оси вращения, телескопические соединения и т. д.

Предлагаемый подход сводится к записи уравнений пространственного поступательного и вращательного движения тел (корпуса КА, элементов посадочного устройства), а также составлению специальных уравнений связей для определения динамических реакций в точках контакта тел. Уравнения связей могут быть сведены к системе линейных уравнений относительно неизвестных компонент сил и моментов реакций связей с переменными по времени коэффициентами.

Подход представляется достаточно универсальным, поскольку, комбинируя различные типы связей, можно охватить самый широкий круг практических реализаций конструкции посадочных опор. Наиболее трудоемкой процедурой является составление и решение уравнений связей. Трудности реализации подхода также связаны с существенной разницей массово-инерционных свойств тел системы: корпус КА может иметь массу в несколько тонн, а элементы посадочного устройства — килограммы

или десятки килограммов. Однако современные проблемно-ориентированные пакеты программ позволяют преодолеть возникающие вычислительные трудности.

Представляет существенный интерес посадка на другие планеты [3, 4]. Поэтому возможности подхода проиллюстрированы расчетом динамики мягкой посадки лунного модуля. Построена модель системы, на основании ее реализации получены характерные зависимости от времени скорости центра масс корабля, его угловой скорости, перегрузок, клиренса. Анализ этих зависимостей позволил сделать вывод о выполнении критериев успешности процесса посадки.

Модель может служить инструментом проектного анализа различных типов механических посадочных устройств. Она позволяет решать оптимизационные задачи по выбору типа и энергетики демпфирующих элементов опор посадочного устройства.

Литература

- [1] Баженов В.И., Осин М.И. Посадка космических аппаратов на планеты. Москва, Машиностроение, 1978.
- [2] Попов Е.И. Спускаемые аппараты. Москва, Знание, 1985.
- [3] Гончаров Д.А., Пожалостин А.А. Динамические модели посадки многоразовых космических летательных аппаратов на поверхность небесных тел Солнечной системы. 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. 1, с. 71–73.
- [4] Буслаев С.П. Моделирование посадки космических аппаратов на грунты Венеры и Фобоса. Полёт, 2011, № 1, с. 35–40.

УДК 536.2

Определение напряженно-деформированного состояния анизотропного теплозащитного покрытия спускаемого аппарата, возвращающегося с орбиты искусственного спутника Земли

Зарубин Владимир Сергеевич

vszarubin@gmail.com

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Леонов Виктор Витальевич

lv@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Рассмотрено определение напряженно-деформированного состояния многослойного теплозащитного покрытия спускаемого аппарата. Внешний слой теплозащиты выполнен из материала с высокой степенью анизотропии теплопроводности для снижения уровня температуры внешней поверхности в зонах наиболее интенсивного подвода тепловой энергии. Полученные результаты позволяют оценить работоспособность выбранной схемы теплозащиты для аппарата, возвращающегося с орбиты искусственного спутника Земли.

Ключевые слова: баллистическая капсула, анизотропный теплозащитный материал, напряженно-деформированное состояние, многослойное теплозащитное покрытие, пирографит

При возвращении на Землю космические аппараты испытывают высокие тепловые нагрузки. Эти нагрузки из-за неравномерности их распределения могут привести к повреждению внешней поверхности и даже к разрушению теплозащитного покрытия с последующим выходом из строя космического аппарата. Для предотвращения указанных последствий возможно применение теплозащитных покрытий, выполненных из материалов с высокой степенью анизотропии их характеристик, в частности теплопроводности [1].

В данной работе рассмотрено влияние тепловых нагрузок, воздействующих на спускаемый аппарат на участке траектории спуска в атмосфере с орбиты искусственного спутника Земли, на напряженно-деформированное состояние многослойного теплозащитного покрытия, выполненного с применением анизотропных материалов. Теплозащитное покрытие состоит из внешнего анизотропного слоя пиролитического графита марки УПВ-1Т, покрытого тонким слоем высокотемпературного антиокислительного покрытия [2], и внутреннего теплоизоляционного слоя из керамического материала на основе кварцевых волокон ТЗМК-10 [3]. Теплозащитное покрытие нанесено на силовую оболочку выполненную из титановый сплав марки ОТ-4.

Задача решена в осесимметричной постановке. Расчетная схема представляет собой сферический сегмент многослойного теплозащитного покрытия внешним радиусом 4,27 м с толщинами 24, 16 и 4 мм для слоев УПВ-1Т, ТЗМК-10 и ОТ-4 соответственно. Внутренняя граница слоя ОТ-4 принята теплоизолированной. На внешнюю поверхность теплозащиты воздействует тепловой поток, плотность которого рассчитана по формулам (1)–(7) на основе данных о траектории спуска аппарата. Параметром, определяющим режим обтекания, является число Кнудсена K_n [4].

При $Kn > 10$:

$$q'_k = 0,5\rho V^3 \cos^3 \theta, \quad (1)$$

где θ — угол между векторами скорости спускаемого аппарата и внешней нормали к поверхности в рассматриваемой точке; ρ — плотность воздуха, кг/м^3 ; V — скорость аппарата, м/с .

При $Kn < 0,01$ [4, 5]:

$$q_l(\theta) = 3,3 \cdot 10^{-5} V^{3,2} (\rho/r)^{0,5} \cdot (0,1 + 0,9 \cos^2 \theta); \quad (2)$$

$$q_t(\theta) = 1,06 \cdot 10^{-4} V^{3,19} (\rho^4/r)^{0,2} (15 \sin^2 \theta - 14 \sin^4 \theta); \quad (3)$$

$$q_k^*(\theta) = q_l(\theta) \text{ при } q_l(\theta) \geq q_t(\theta); \quad (4)$$

$$q_k^*(\theta) = q_t(\theta) \text{ при } q_t(\theta) > q_l(\theta), \quad (5)$$

где $q_l(\theta)$ и $q_t(\theta)$ — плотности теплового потока при ламинарном и турбулентном режимах соответственно; r — внешний радиус сферического сегмента.

При $0,01 \leq Kn \leq 10$:

$$q_k(\theta) = (q_k^*(\theta) + Kn \cdot q'_k(\theta)) / (1 + Kn). \quad (6)$$

Плотность лучистого теплового потока, приходящего на поверхность аппарата:

$$q_k^\circ(\theta) = 2,195 \cdot 10^{-22} V^{7,9} \rho^{1,2} r^{0,49}. \quad (7)$$

Суммарная плотность теплового потока $q(t, \theta)$ определяется суммированием $q_k^*(\theta)$ и $q_k^\circ(\theta)$.

На основе расчетной схемы построена конечноэлементная модель, описывающая нестационарное температурное поле и напряженно-деформированное состояние рассматриваемого многослойного теплозащитного покрытия. В процессе расчета определено температурное поле для указанного сферического сегмента на всем протяжении траектории спуска. Полученные результаты вместе с распределениями по внешней поверхности покрытия давления и касательного напряжения трения далее использованы в качестве исходных данных для определения напряженно-деформированного состояния многослойного теплозащитного покрытия.

Результаты проведенного расчета температурного состояния многослойного теплозащитного покрытия являются исходными данными для количественного анализа его напряженно-деформированного состояния, что дает возможность оценить вероятность нарушения структурной целостности слоев покрытия при различных режимах спуска и характеристиках спускаемого аппарата. Полученная информация позволяет в итоге оценить работоспособность выбранной схемы теплозащиты и возможные способы ее улучшения.

Литература

- [1] Леонов В.В., Зарубин В.С. Оценка эффективности теплозащиты возвращаемой баллистической капсулы, выполненной из анизотропного композиционного материала. XLVI Акаде-

мические 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. 1, с. 106–108.

- [2] Соседов В.П. (ред.). Свойства конструкционных материалов на основе углерода. Москва, Металлургия, 1975, 336 с.
- [3] Сорокин О.Ю., Гращенков Д.В., Солнцев С.Ст., Евдокимов С.А. Керамические композиционные материалы с высокой окислительной стойкостью для перспективных летательных аппаратов. Труды ВИАМ, 2014, № 6, 8 с.
- [4] Зарубин В.С., Зимин В.Н., Леонов В.В., Зарубин В.С. Анализ теплового режима теплозащиты с применением анизотропного материала при спуске на землю возвращаемой капсулы. Вестник НПО им. С.А. Лавочкина, 2021, № 2 (52), с. 36–45.
- [5] Землянский Б.А. (ред.). Конвективный теплообмен летательных аппаратов. Москва, ФИЗМАТЛИТ, 2014, 380 с.

УДК 536.3

Анализ увеличения теплового потока в экранно-вакуумной теплоизоляции при механическом воздействии

Зинкевич Вера Павловна

zvera95@list.ru

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Экранно-вакуумная теплоизоляция играет значительную роль в космической технике. Вследствие этого становится актуальной проблема определения ее характеристик и интерпретации результатов экспериментальной отработки. В данной работе рассмотрено влияние на теплопередачу между экранами теплоизоляции такого явления, как теплообмен в ближнем поле. Учет данного эффекта может стать одним из способов усовершенствования математической модели теплоизоляции.

Ключевые слова: экранно-вакуумная теплоизоляция, радиационный теплообмен, ближнее поле, тепловое излучение

Экранно-вакуумная теплоизоляция (ЭВТИ) является одним из наиболее эффективных пассивных средств, используемых в системе обеспечения теплового режима космического аппарата. За счет экранов, установленных над теплоизолируемой поверхностью, тепловой поток, падающий на нее, снижается [1].

Из-за несовершенства технологии изготовления и монтажа пакет ЭВТИ представляет собой пакет переменной плотности. На пакете имеются швы, заклепки, перегибы, в окрестностях которых при вакуумировании пакета теплоизоляции сильно изменяется плотность укладки экранов. Это оказывает влияние на характеристики теплоизоляции, поскольку они сильно зависят от плотности укладки, что демонстрируют многие исследования [2–4].

Эти особенности ЭВТИ и сложность теоретического анализа тепловых процессов делают необходимым получение данных о состоянии системы во время тепловых испытаний для определения характеристик теплоизоляции. Некоторые параметры системы невозможно определить напрямую. Это приводит к необходимости решения обратных задач теплообмена. Исходными данными для решения таких обратных задач являются результаты измерения температуры внутри образцов. Технически и экономически усложняет задачу необходимость проведения нескольких экспериментов при различных тепловых режимах для обеспечения единственности решения при определении вектора неизвестных параметров математической модели [5]. Поэтому большое значение имеет составление математической модели, которая будет описывать реальную, а не идеальную, систему и упростит извлечение максимального количества информации из результатов испытаний.

Существующие математические модели ЭВТИ не учитывают такое явление как теплообмен в ближнем поле, хотя именно он может оказывать влияние на тепловой поток между экранами на участках высокой плотности.

Соседние экраны ЭВТИ можно представить как параллельные пластины, разделенные вакуумным зазором. Конвективным переносом тепла можно пренебречь, поскольку после процесса дегазации его величина незначительна. Тогда тепловой поток

между экранами можно представить как сумму кондуктивного и радиационного теплового потока, где тепловое излучение в свою очередь представит собой сумму теплового потока по классическому закону Стефана — Больцмана за счет бегущих (распространяющихся) волн и теплового излучения в ближнем поле за счет взаимодействия неоднородных (нераспространяющихся) волн.

Величина теплового потока в ближнем поле между пластинами (экранами), разделенными вакуумным зазором, определяется шириной этого зазора и рассчитывается суммированием вкладов дальнего и ближнего поля [6–8].

Расчет теплового потока между двумя экранами температурой 87 и 77 К при зазоре в 20 мкм, что соответствует толщине полимерной прокладочной сетки, показал возрастание теплового потока в более, чем 300 раз, что не определяется по традиционным моделям ЭВТИ, но может вносить искажения при определении компонент теплового потока при экспериментальной отработке теплоизоляции с высокой плотностью укладки экранов.

Математическая модель, которая учитывает теплообмен в ближнем поле, позволит лучше прогнозировать характеристики ЭВТИ на этапе проектирования и повысит точность обработки экспериментальных данных при тепловакуумной отработке космической техники, учитывая тепловые потоки, не рассматриваемые в традиционных способах расчетов.

Литература

- [1] Финченко В.С. (ред.), Котляров Е.Ю., Иванков А.А., Ефанов В.В. (ред.). Системы обеспечения тепловых режимов автоматических межпланетных станций. Химки, Изд-во АО «НПО Лавочкина», 2018, 400 с.
- [2] Johnson W.L. Thermal analysis of low layer density multilayer insulation test results. AIP Conference Proceedings, 2012, vol. 1434, pp. 1519–1526. DOI: <https://doi.org/10.1063/1.4707081>
- [3] Okazaki S., Kawasaki S., Murakami M., Sugita H., Kanamori Ya. Influence of processing on thermal performance of space use multilayer insulation. Journal of Thermophysics and Heat Transfer, 2014, vol. 28, no. 2, pp. 334–342. DOI: <https://doi.org/10.2514/1.T4163>
- [4] Zhang C., Li C., Jia W., Pang Y. Thermodynamic study on thermal insulation schemes for liquid helium storage tank. Applied Thermal Engineering, 2021, vol. 195, art. 117185. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.applthermaleng.2021.117185>
- [5] Nenarokomov A.V., Alifanov O.M., Titov D.M. Estimating thermal and radiative properties of insulating materials. Inverse Problems in Science and Engineering, 2012, vol. 20, no. 5, pp. 639–649. DOI: <https://doi.org/10.1080/17415977.2012.665908>
- [6] Дмитриев А.С. Введение в нанотеплофизику. Москва, БИНОМ. Лаборатория знаний, 2019, 790 с.
- [7] Nefzaoui E., Ezzahri Y., Drevillon J., Joulain K. Maximal near-field radiative heat transfer between two plates. Eur Phys J Appl Phys, 2013, no. 63, art. 30902. DOI: <https://doi.org/10.1051/epjap/2013130162>
- [8] Kralík T., Hanzelka P., Musilova V., Srnka V., Urban P. Near field radiative heat transfer between macro-scale metallic surfaces at cryogenic temperatures. Cryogenics, 2021, vol. 113, pp. 1–6. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.cryogenics.2020.103156>

УДК 621.3.049.75

Конструктивные решения для распределения и отвода тепла в условиях вакуума для бортовой аппаратуры космических аппаратов

Шумских Илья Юрьевич
АО «РКЦ «ПРОГРЕСС»

il815@yandex.ru

Рассмотрены существующие типовые конструктивные решения для бортовой аппаратуры космических аппаратов. Представлены разработанные с учетом достоинств и недостатков старых конструктивных решений новые конструктивные решения, в которых реализованы все три схемы отведения тепла: последовательная, параллельная и комбинированная, и которые запатентованы, внедрены в производство, изготовлены, испытаны и успешно эксплуатируются в составе космических аппаратов уже более пяти лет. Показано описание принципиально новой эластичной теплопроводной прокладки и ее конкурентные преимущества, а также конкурентные преимущества новых конструктивных решений перед существующими аналогами. Сделаны выводы об экономической эффективности в применении новых конструктивных решений и возможности их дальнейшей модернизации.

Ключевые слова: космический аппарат, бортовая аппаратура, тепловое сопротивление, теплопроводность, вакуум

Введение

Вопрос обеспечения теплового режима бортовой аппаратуры космических аппаратов (БА КА) изучен достаточно полно, однако большая часть исследований касается наземной аппаратуры. В конструкции и условиях эксплуатации БА КА есть свои особенности. Чаще всего отсеки КА имеют негерметичное исполнение. БА в таких отсеках при эксплуатации на орбите работает в условиях космического вакуума, где отсутствует какая-либо конвекция.

Результаты исследований и описание новых изобретений

Проведен анализ вариантов установки различных радиоэлементов. Также проведен расчет нагрузочной способности печатных проводников и разработана методика расчета ширины проводников печатных плат, работающих именно в условиях вакуума [1, 2], чего до этого не было отражено в научных работах.

Проведен обзор конструктивных схем БА в части отведения тепла [3, 4].

По результатам исследований и на основании полученных рекомендаций:

- разработана принципиально новая эластичная теплопроводная прокладка для установки тепловыделяющих радиоэлементов;
- разработан ряд новых эффективных конструктивных решений для БА со всеми видами теплоотводящих схем (параллельная, последовательная, комбинированная);
- изготовлены опытные образцы и проведены лабораторно-отладочные и конструкторско-доводочные испытания, а также изготовлено множество штатных образцов, которые успешно эксплуатируются на КА;

Далее представлено подробное описание полученных изобретений.

Разработана принципиально новая эластичная теплопроводная прокладка для установки радиоэлементов, которая обеспечивает возможность монтажа тепловыделяющих радиоэлементов, имеющих хрупкие установочные поверхности, без их повреждений и исключает возникновение загрязнений.

Разработана конструкция БА с вертикальной компоновкой входящих блоков, установленных на общем основании через многослойную теплопроводную прокладку. В аналогах, при изготовлении рамок и основания, на которое они устанавливаются, имеется неплоскостность сопрягаемых поверхностей, из-за которой образуются пустоты в сборке, повышающие тепловое сопротивление между теплопроводящими рамками и установочной поверхностью. Такие пустоты устраняются многослойной прокладкой. Данная конструкция описана в полученном патенте на изобретение № 2671004 «Радиоэлектронный блок» [5].

Разработана конструкция БА, корпус которой выполнен в виде установочного основания с крышкой. Обеспечение необходимого отвода тепла от входящих теплонагруженных печатных плат с радиоэлементами достигается за счет использования теплопроводной пластины, установленной на уступы в металлическом теплоотводящем установочном основании (корпусе). Аналоги имеют плохую кондуктивную связь верхних плат с основанием, что приводит к перегреву электрорадиоэлементов. Новая конструкция описана в полученном патенте на изобретение № 2671852 «Радиоэлектронный блок теплонагруженный» [6].

Разработана еще одна конструкция БА с горизонтальной (друг над другом) компоновкой входящих блоков, которая обеспечивает отвод тепла с теплоотводящих рамок с печатными платами с помощью боковых теплоотводов. Данная конструкция описана в полученном патенте на изобретение № 2676080 «Теплонагруженный радиоэлектронный блок» [7].

Заключение

В 2020 году мировыми державами (Россия, США, Китай) совершено более 100 пусков ракет-носителей, причем не редко каждая ракета-носитель выводила на орбиту более одного КА. Новые конструктивные решения позволили оптимизировать существующие конструкции и привели к снижению массы БА ориентировочно на 10 %. Это экономия более 500 тыс. руб. за каждый килограмм только на этапе выведения на орбиту КА (средний вес разрабатываемой силовой БА для одного КА — 50–80 кг, экономия составит более 3 млн. руб. для каждого КА). Соответственно, снизится и стоимость производства.

Новые конструктивные решения можно усовершенствовать при увеличении требований заказчика. Уникальность полученных конструкций исключает технологические, коммерческие и какие-либо другие риски ввиду использования только общедоступных комплектующих и материалов отечественного производства.

Литература

- [1] Муравьев Ю. Особенности проектирования и производства печатных плат на металлическом основании. Производство электроники: Технология, оборудования, материалы, 2010, № 2, с. 35–38.

-
- [2] Костин А.В., Шумских И.Ю., Рузанов А.В. Методика расчета ширины печатных проводников печатных плат на металлическом основании для приборов космических аппаратов. XLIV Академические чтения по космонавтике, посвященные памяти С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых – пионеров освоения космического пространства: сб. тез. в 4 т. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2020, т. 2, с. 264–267.
 - [3] Муромцев Д.Ю., Тюрин И.В., Белоусов О.А. Конструирование узлов и устройств электронных средств. Ростов на Дону, Феникс, 2013, 540 с.
 - [4] Костин А.В., Шумских И.Ю., Бозриков В.С., Рузанов А.В., Никитин Д.А. Анализ конструкции блоков бортовой аппаратуры космических аппаратов в части отведения тепла от электронной компонентной базы и токоведущих частей. Актуальные проблемы ракетно-космической техники (VI Козловские чтения). Всерос. науч.-техн. конф.: сб. матер. Самара, Самарский научный центр РАН, 2019, т. 2, с. 64–72.
 - [5] Шумских И.Ю., Костин А.В., Маньшин С.А., Бусарев Т.Ю., Степанов В.А. Радиоэлектронный блок. Патент № 2671004С1 Российская Федерация, бюл. № 31, 2018, 8 с. енный радиоэлектронный блок. Патент № Российская Федерация, бюл. № 36, 2018, 10 с.
 - [6] Шумских И.Ю., Костин А.В., Маньшин С.А., Бусарев Т.Ю., Латыпов Р.З. Радиоэлектронный блок теплонагруженный. Патент № 2671852С1 Российская Федерация, бюл. № 31, 2017, 9 с.
 - [7] Шумских И.Ю., Костин А.В., Маньшин С.А., Латыпов Р.З., Бусарев Т.Ю. Теплонагруженный радиоэлектронный блок. Патент № Российская Федерация, бюл. № 36, 2018, 10 с.

УДК 629.7.048.7

Формирование структуры наружного контура системы обеспечения теплового режима с теплоаккумулирующим устройством

Белявский Александр Евгеньевич

614kaf1@gmail.com

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Проведены расчеты удельных внешних тепловых потоков, поглощенных радиационным теплообменником, для различных широт лунной поверхности. Рассмотрены режимы работы радиационного теплообменника на поверхности Луны в зависимости от широты расположения. Предложена структура наружного гидравлического контура системы обеспечения теплового режима лунной базы с использованием теплового аккумулятора с рабочим веществом на основе реголита.

Ключевые слова: *радиационный теплообменник, тепловой аккумулятор, количество тепла, тепловой поток*

Одним из перспективных направлений развития пилотируемой космонавтики является создание обитаемой лунной базы. Проектирование системы обеспечения теплового режима (СОТР) лунной базы, являющейся сложной технической системой, сопряжено с многими трудностями, среди которых следует выделить существенную неравномерность внешних тепловых потоков на поверхности Луны. При проектировании активных СОТР с использованием радиационных теплообменников (РТО), отводящих тепло из модулей лунной базы на низком температурном уровне, проблемой является повышение температуры лунной поверхности в течение лунного дня до уровня выше температуры излучающей поверхности РТО. В этих условиях конструкции низкотемпературных РТО теряют эффективность вплоть до полной потери работоспособности. Проведены расчеты удельных внешних тепловых потоков, поглощенных РТО, для различных широт лунной поверхности. Расчеты показали, что РТО, расположенные в средних широтах и экваториальной зоне Луны, функционирует в трех режимах [1, 2]. Первый режим, с восхода Солнца и до момента, когда внешний поглощенный тепловой поток становится равным проектному, РТО отводит заданное количество тепла. При дальнейшем подъеме Солнца над горизонтом, РТО работает во втором режиме, когда радиатор еще может отвести некоторое количество тепла, хотя и меньшее, чем расчетное. Третий режим работы наступает, когда внешний поглощенный тепловой поток достигает величины, не позволяющей РТО отводить тепло вообще.

На основании полученных результатов сделан вывод, что обеспечить отвод необходимого количества тепла из гермоотсека жилого модуля лунной базы с использованием хорошо отработанной структуры наружного гидравлического контура модуля, сформированной по аналогии с наружными гидравлическими контурами модулей долговременных космических обитаемых орбитальных станций «Мир» и Международной космической станции для большинства регионов Луны, за исключением полярных зон, не представляется возможным.

Обеспечить тепловой режим модуля лунной базы возможно благодаря установке в наружном гидравлическом контуре СОТР теплового аккумулятора с рабочим веще-

ством на основе реголита. В этом случае наружный гидравлический контур СОТР становится переменной структуры [3, 4]. В утренние и вечерние часы, когда РТО справляется полностью с отводом тепла из модуля лунной базы, теплоноситель из модуля поступает в РТО, отдает тепло и после РТО возвращается в модуль. В момент наступления второго режима работы РТО, в наружный гидравлический контур после РТО по ходу теплоносителя подключается тепловой аккумулятор. Аккумулятор работает в режиме зарядки и отбирает ту часть тепла, которую не смог отвести от модуля РТО. Во время третьего режима работы РТО, когда радиатор перестает отдавать тепло наружной среде совсем, РТО отключается от наружного контура, и все тепло, отводимое из модуля поглощается в тепловом аккумуляторе. В этот период аккумулятор так же работает в режиме зарядки. Когда солнце скрывается за горизонт и наступает лунная ночь, охлажденный теплоноситель из РТО через разделитель потока направляется по двум направлениям. Часть теплоносителя поступает в тепловой аккумулятор. Там теплоноситель нагревается, отбирая тепло у рабочего вещества теплового аккумулятора. Тепловой аккумулятор работает в режиме разрядки. Вторая часть теплоносителя поступает в модуль, где забирает избыточное тепло. Далее из модуля нагретый теплоноситель поступает в смеситель, в который по второй линии поступает нагретый теплоноситель из аккумулятора. Потоки смешиваются и теплоноситель через регулятор расхода жидкости поступает в РТО, где от него отводится тепло.

В результате проведенных исследований сделан вывод, что для обеспечения требуемого температурного режима модулей лунной базы, расположенной в средних широтах и экваториальной зоне, необходимо использование новых подходов для формирования наружного гидравлического контура СОТР. Одним из путей решения проблемы является отвод избыточного количества тепла из модуля базы в течении лунного дня в тепловой аккумулятор с рабочим веществом на основе реголита с последующим отводом его в течении лунной ночи в космическое пространство.

Литература

- [1] Belyavskii A.E. Radiant heat exchanger with hybrid structure. Russian Engineering Research, 2022, vol. 42, iss. 6, pp. 607–609.
- [2] Belyavskii A.E., Kudryavtseva N.S., Sorokin A.E. Hybrid radiator for spacecraft thermal control systems. Russian Engineering Research, 2022, vol. 42, iss. 1, pp. 57–59.
- [3] Belyavskii A.E. Outer loop structure of a spacecraft thermal control system with heat stores. Russian Engineering Research, 2022, vol. 42, iss. 1, pp. 60–62.
- [4] Belyavskii A.E. Heat stores with a melting for spacecraft thermal control systems. Russian Engineering Research, 2021, vol. 41, iss. 1, pp. 56–57.

УДК 629.764

Определение диапазона применимости выражений частных производных баллистических параметров при создании твердотопливных ракет космического назначения

Гречишкин Алексей Владимирович

grechishkinav@student.bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Франк Анна Владимировна

frank.anna2001@gmail.com

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Фокин Филипп Валентинович

fokin.philip1998@gmail.com

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Навагин Константин Викторович

navagin@bmstu.ru

АО «Корпорация «МИТ»

Рассмотрена сравнительная оценка полученных авторами ранее выражений частных производных баллистических параметров, в частности, высоты круговой орбиты по основным проектным параметрам твердотопливной ракеты космического назначения с результатами расчета при численном интегрировании системы уравнений движения. В докладе рассматриваются вопросы, касающиеся области применения полученных соотношений при создании твердотопливных ракет космического назначения.

Ключевые слова: *твердотопливная ракета, проектные параметры, апогейная ступень, высота орбиты, баллистическая пауза*

При возрастающей потребности по выведению малогабаритных космических аппаратов с помощью ракет-носителей легкого класса актуальной задачей в ходе проектирования твердотопливных ракет космического назначения является обеспечение оперативного прогнозирования изменения целевых баллистических параметров, в частности высоты орбиты, при изменении конструкции изделия в ходе его создания [1].

На начальной стадии проектирования ракет используются так называемые частные производные по основным проектным параметрам (например, конечной скорости активного участка полета или дальности полета ракеты), так как при рассмотрении возможных путей создания и модификации изделий возникает необходимость оперативного сравнения близких по своим характеристикам вариантов.

Использование частных производных обеспечивает более наглядную информацию, чем прямой расчет траекторий ракет с помощью ЭВМ. Так производные помогают оценить величину вклада каждого варьируемого параметра ракеты в суммарное изменение основной характеристики [2].

Для дальности полета баллистической ракеты известны частные производные по параметрам окончания активного участка, а также производные конечной скорости ракеты по ее проектным параметрам i -й ступени [3, 4]. Указанные зависимости возможно связать и получить производную дальности полета по проектным параметрам.

Применительно к твердотопливным ракетам космического назначения, авторами ранее были получены и представлены на VI Международной молодежной конферен-

ции «Новые материалы, подходы и технологии проектирования, производства и эксплуатации ракетно-космической техники» зависимости частных производных баллистических параметров по основным проектным параметрам.

Данная работа посвящена сравнительной оценке этих зависимостей с результатами расчета при численном интегрировании системы уравнений движения.

При проведении численного интегрирования применялась оптимизация траекторных параметров, обеспечивающая максимальное значение высоты орбиты для заданной массы полезной нагрузки.

Расчеты проведены для различных вариантов ракет, обеспечивающих доставку на низкую опорную орбиту полезных грузов от 50 до 1000 кг.

Проведена оценка выражений, позволяющих вычислить точность выведения космического аппарата при известных значениях разбросов характеристической скорости на конечном участке полета ракеты космического назначения.

Полученные в работе результаты позволяют определить максимальный диапазон варьирования проектных параметров ракеты при использовании аппарата частных производных, отвечающий допустимой погрешности расчетов при существенном снижении их трудоемкости, а также возможность применения этого аппарата в алгоритмах оптимизации при создании методики выбора оптимального облика ракеты космического назначения, в том числе с применением ранее разработанных двигательных установок.

Литература

- [1] Соломонов Ю.С., Васильев Ю.С., Зинченко С.М. и др. Методические основы создания космических ракетных комплексов легкого класса. Москва, Универсум, 2003, 256 с.
- [2] Сихарулидзе Ю.Г. Баллистика и наведение летательных аппаратов. Москва, БИНОМ. Лаборатория знаний, 2011, 407 с.
- [3] Николаев Ю.М., Панин С.Д., Соломонов Ю.С., Сычев М.П. Основы проектирования твердотопливных управляемых баллистических ракет. Часть 1. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана, 1998, 104 с.
- [4] Николаев Ю.М., Соломонов Ю.С. Инженерное проектирование управляемых баллистических ракет с УБР. Москва, Воениздат, 1979, 240 с.

УДК 629.764

Определение внутрибаллистических характеристик твердотопливной ракеты космического назначения в транспортно-пусковом контейнере при минометном старте

Гречишкин Алексей Владимирович

grechishkinav@student.bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Фокин Филипп Валентинович

fokin.philip1998@gmail.com

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Моргачев Максим Андреевич

Maksim_morgachev@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Система старта является неотъемлемой и важной частью ракетных комплексов. Выбор типа старта на этапе проектирования в значительной мере влияет на значения проектных параметров ракеты. В работе представлена методика определения внутрибаллистических характеристик при минометном старте ракеты космического назначения из транспортно-пускового контейнера в газодинамической постановке. Разработанная методика применена для возможного варианта твердотопливной ракеты космического назначения.

Ключевые слова: транспортно-пусковой контейнер, твердотопливная ракета, баллистические параметры, минометный старт

В целях защиты от неблагоприятных климатических воздействий и механических повреждений, а также для удобства транспортирования, твердотопливная ракета космического назначения непрерывно, начиная с отправки с завода-изготовителя и до пуска, находится внутри транспортно-пускового контейнера (ТПК), образуя при этом с ТПК транспортабельный космический ракетный модуль. С помощью ТПК обеспечивается необходимый температурно-влажностный режим для ракеты. В случае применения ТПК возникает вопрос реализации старта ракеты космического назначения.

За десятки лет развития ракетной техники и применения хорошо зарекомендовал себя минометный старт («холодный» старт) – способ запуска ракет, при котором ракета космического назначения выбрасывается из ТПК за счет давления, создаваемого в замкнутом объеме каким-либо источником, расположенным вне ракеты. Таким источником может случить пороховой аккумулятор давления (ПАД). Двигатель ракеты при этом запускается уже после выхода из ТПК. По своей сути это напоминает задачу разгона снаряда в стволе артиллерийского орудия. И в том, и в другом случае основным является прямая (основная) задача внутренней баллистики — определение при известных начальных условиях основных внутрибаллистических характеристик разгоняемого тела.

В работе представлена методика определения внутрибаллистических характеристик ракеты космического назначения при минометном старте из транспортно-пускового контейнера.

Новизна разработанной методики заключается в применении одномерной газодинамической постановки, аналогично работам [1, 2], в отличие от классической «нульмерной» постановки определения внутрибаллистических характеристик снаряда в

артиллерийском орудии [3–5], но при этом разгон тела совершается под действием продуктов сгорания ПАД, а не сжатого газа или пороха.

Для математического описания термогазодинамических процессов в подракетном объеме используется система квазиодномерных газодинамических уравнений, состоящих из уравнений сохранения массы, импульса и энергии. Система уравнений дополняется граничными условиями: на левой границе задается условие непротекания, на правой границе условие аналогично – непротекание газа, но с учетом движения разгоняемого тела.

Особенностью задачи является наличие движущейся границы, поэтому для ее численного решения использована численная схемы на подвижных сетках AUSM+, в которой распределение происходит по числам Маха.

Разработанная методика применена для возможного варианта твердотопливной ракеты космического назначения.

Полученные результаты могут быть использованы при оценке работоспособности элементов ракеты космического назначения, воспринимающих определяющие нагрузки при движении в ТПК, а также при проектной оценке массы конструкции ракеты космического назначения и несущих элементов ТПК на ранней стадии проектирования.

Литература

- [1] Быков Н.В., Зеленцов В.В., Карнейчик А.С. Баллистическая бикалиберная установка с деформируемым поршнем. Инженерный журнал: наука и инновации, 2013, вып. 9.
URL: <http://engjournal.ru/catalog/machin/rocket/945.html>
- [2] Орлов Б.В. (ред.). Проектирование ракетных и ствольных систем. Москва, Машиностроение, 1974, 828 с.
- [3] Королёв А.А. (ред.), Комочков В.А. (ред.). ШУрыгин В.А. (конс.). Баллистика ракетного и ствольного оружия. Волгоград, ВолгГТУ, 2010, 472 с.
- [4] Серебряков М.Е. Внутренняя баллистика ствольных систем и пороховых ракет. Москва, Оборонгиз, 1962, 703 с.

УДК 629.787:629.7.015.3

Комплексная методика определения основных характеристик спускаемого аппарата на поверхность планет с атмосферой

Косенкова Анастасия Владимировна

madam.amazonka83@yandex.ru

АО «НПО Лавочкина»

Миненко Виктор Елисеевич

minenkove@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Симонов Александр Владимирович

devarao@yandex.ru

АО «НПО Лавочкина»

Ткачев Николай Андреевич

nick.t765@yandex.ru

АО «НПО Лавочкина»

Рассмотрена комплексная методика для проведения оценки основных характеристик спускаемых аппаратов на начальных этапах научно-исследовательских или опытно-конструкторских работ. Указанная методика включает инструменты и программы, которые используют инженерные методы расчета и позволяют оперативно получать аэродинамические и баллистические характеристики, а также тепловые режимы спуска для проектирования спускаемых аппаратов на различные планеты с атмосферой.

Ключевые слова: комплексная методика, спускаемый аппарат, траектория спуска, планета с атмосферой

Особенностями проектирования спускаемых аппаратов (СА) и ракетно-космической техники (РКТ) в целом являются рассмотрение различных вариантов форм СА [1] для обоснования выбора рациональной, достаточно частые изменения в конструкционной схеме и массе СА, уточнение баллистических параметров входа в атмосферу и др. Все это накладывает определенные требования к расчетным методам: они должны обладать достаточной точностью расчета, требуемой на данном этапе, быть оперативными, т.е. требовать минимальных затрат времени на подготовку данных к запуску расчета и непосредственное проведение расчетов.

Предварительная оценка основных характеристик СА или РКТ в целом на начальных этапах научно-исследовательских или опытно-конструкторских работ позволяет избежать многих ошибок на последующих этапах разработки.

Для этого в работе предлагается простая в применении комплексная методика, которая включает программно-вычислительные средства, основанные на инженерных методиках расчета для оперативного получения результатов определения аэродинамических и баллистических характеристик, а также тепловых режимов спуска для форм спускаемых аппаратов любой сложности с достаточной точностью для проведения предварительных проектных расчетов.

Актуальность данной комплексной методики заключается в том, что она позволяет оценить характеристики спускаемого аппарата для начала его разработки, а также сформировать и обосновать исходные данные для проектирования СА и требования к нему для проведения следующих этапов опытно-конструкторских работ.

При разработке методики оценки основных характеристик СА обобщается известный практический опыт организаций и предприятий ГК «Роскосмос»: АО «НПО Лавочкина», ПАО РКК «Энергия», АО «ЦНИИМаш», АО «Корпорация «ВНИИЭМ», а также ФГУП «ЦАГИ», академических институтов фундаментальных, поисковых и прикладных исследований по различным направлениям космической науки и техники таких, как ИКИ РАН, ГЕОХИ РАН и ИПМ им. М.В. Келдыша РАН.

Анализ работ в области проектирования СА показал, что, несмотря на наличие большого объема трудов и достигнутый уровень исследований по отдельным направлениям, касающимся аэродинамического [2, 3], баллистического [4, 5] и теплового проектирования [6, 7], рассмотрение вопроса комплексного определения характеристик аппарата остается актуальным, в особенности в части разработки СА на поверхность планет с плотной атмосферной [8] — например, на поверхность Венеры.

Предлагаемая методика оценки основных характеристик СА, включающая комплекс вычислительных средств, характеризуется универсальностью (рассмотрение спуска СА на различные планеты с атмосферой), комплексностью (включает аэродинамическое, баллистическое и тепловое проектирование) и рассматривает все указанные вопросы в совокупности с возможностью проведения оптимизации формы СА по таким критериям, как минимальная перегрузка, действующая на аппарат в процессе спуска в атмосфере, и максимальная широта охвата мест посадки в условиях имеющихся ограничений.

Литература

- [1] Kosenkova A.V., Minenko V.E. Investigation of aerodynamic characteristics for various types of a lander to the Venus surface. AIP Conference Proceedings, 2020, vol. 2318, iss. 1, pp. 020006-1–020006-12.
- [2] Краснов Н.Ф., Захарченко В.Ф., Кошевой В.Н. Основы аэродинамического расчета. Москва, Высшая школа, 1984, 264 с.
- [3] Калугин В.Т. Аэродинамика. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2017, 608 с.
- [4] Ярошевский В.А. Вход в атмосферу космических летательных аппаратов. Москва, Наука, 1988, 336 с.
- [5] Сихарулидзе Ю.Г. Баллистика и наведение летательных аппаратов. Москва, БИНОМ. Лаборатория знаний, 2013, 407 с.
- [6] Никитин П.В. Тепловая защита. Москва, Изд-во МАИ, 2006, 512 с.
- [7] Суржиков С.Т., Шувалов М.П. Анализ радиационно-конвективного нагрева четырех типов спускаемых космических аппаратов. Физико-химическая кинетика в газовой динамике, 2014, т. 15, вып. 4. URL: <http://chemphys.edu.ru/issues/2014-15-4/articles/237/> (дата обращения 12.12.2022).
- [8] Воронцов В.А., Малышев В.В., Пичхадзе К.М. Системное проектирование космических десантных аппаратов. Москва, Изд-во МАИ, 2021, 255 с.

УДК 629.785

Основные проблемы при организации марсианской экспедиции и разработки спускаемого аппарата возвращения

Столярова Нина Анатольевна

stoliarova_nina@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Миненко Виктор Елисеевич

minenkove@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Рассмотрены основные проблемы, которые могут возникнуть при организации марсианской экспедиции. Особое внимание уделено завершающему этапу-возвращению экипажа на Землю. Для этого был выбран спускаемый аппарат класса «Несущий корпус», который способен осуществить прямой вход в атмосферу Земли с большими сверхзвуковыми скоростями. Рассмотрена наиболее рациональная геометрия аппарата для снижения воздействия тепловых нагрузок. Предложена система теплозащитного покрытия панельного типа как наиболее рациональная. Предложены наиболее оптимальные комплексы средств посадки для безопасного возвращения экипажа на Землю.

Ключевые слова: марсианская экспедиция, спускаемый аппарат, несущий корпус, большие сверхзвуковые скорости входа

Введение

В настоящее время разработкой пилотируемой марсианской программы занимается РКК «Энергия». Схема полета корабля для посадки человека на Марс выглядит следующим образом. На околоземную орбиту доставляются элементы корабля, которые собираются на орбите в единый комплекс. Затем этот комплекс с помощью двигательных установок выходит на межпланетную траекторию и в течение нескольких месяцев происходит полет к Марсу. Около Марса комплекс тормозится и выходит на околомарсианскую орбиту. От основной части комплекса отделяется специальный посадочный корабль, в котором экипаж экспедиции или его часть спускается на поверхность Марса. После выполнения работы экипаж на взлетном модуле, который находился в составе посадочного корабля, возвращается на комплекс и экспедиция берет курс к Земле. Марсианский экспедиционный комплекс (МЭК) — многоразовый, после экспедиции возвращается на околоземную орбиту базирования для последующих полетов.

Но при организации такой экспедиции особое внимание необходимо уделить проблемам, возникающим при разработке спускаемого аппарата возвращения (САВ).

1. Оптимизация режимов перелета марсианского экспедиционного комплекса (МЭК) к планете Марс и возвращения на Землю с анализом возможных аварийных и нерасчетных ситуаций.
2. Выбор рациональной аэродинамической схемы спускаемого аппарата для наиболее вероятного диапазона скоростей входа в атмосферу Земли.
3. Трехэтапный цикл разработки транспортного космического корабля (ТКК) с САВ. Орбитальный ТКК для обслуживания орбитальной космической станции (ОКС).

ТКК лунной экспедиции. Марсианский ТКК с САВ. Основной цикл отработки ТКК с САВ осуществляется по программе космических исследований на ОКС с проведением интенсивной макетной отработки корабля и САВ.

4. Разработка системы управления САВ, обеспечивающей оптимальные режимы спуска в атмосфере Земли с выходом в расчетную зону ограниченной площади с возможностью перехода на режим ручного управления.
5. Разработка системы теплозащиты САВ панельного типа с учетом использования силовой конструкции САВ, прошедшей этап эксплуатации при спуске с орбиты ИСЗ и в составе лунной экспедиции.
6. Использование в составе комплекса средств посадки (КСП) САВ комфортного и безударного способа посадки в любой точке Земли с возможностью ручного управления. Разработка запасной системы посадки (ЗСП).

Оптимизация режимов перелета марсианского экспедиционного комплекса (МЭК) к планете Марс и возвращения на Землю

В зависимости от начальной скорости полета с Земли продолжительность полета к Марсу изменяется от 260 до 150 суток. Естественно, возникает желание сократить время экспедиции. При этом при возвращении с Марса скорость САВ может варьироваться от 12,9 км/с и выше [1]. При рассмотрении ширины коридора входа для больших сверхзвуковых скоростей становится очевидным, что скорость подлета САВ следует ограничить до 15 км/с. В противном случае коридор входа становится настолько узким, что любые погрешности в информации об угле входа, высоте и скорости, полученной бортовыми средствами, могут привести к серьезным затруднениям при удержании САВ внутри коридора входа даже в том случае, когда с помощью предварительной коррекции было обеспечено попадание САВ в заданный коридор [2].

Существует еще один способ возвращения после марсианской экспедиции: с гравитационным маневром около Венеры. Такой вариант возвращения предусматривает скорое отправление назад после пребывания на поверхности Марса: после 1–3 месяцев. Таким образом, общую продолжительность всей миссии возможно уменьшить с 1000 дней до 560 (40 дней будут проведены на орбите или поверхности Марса), скорость входа в атмосферу Земли при этом составит 13 км/с.

Помимо оптимизации режимов перелета важно рассмотреть и потенциальные аварийные и нерасчетные ситуации.

Для подтормаживания САВ или гравитационного маневра необходимо ввести в состав экспедиции дополнительный блок с двигательной установкой и учесть необходимый запас топлива. В случае отказа двигательной установки необходимо рассмотреть вариант прямого входа САВ в атмосферу Земли со скоростью 15 км/с.

Выбор рациональной аэродинамической схемы спускаемого аппарата для наиболее вероятного диапазона скоростей входа в атмосферу Земли

На облик САВ влияет множество факторов, в том числе и скорость входа аппарата в атмосферу Земли. При возвращении пилотируемой экспедиции важно минимизировать тепловые нагрузки на САВ, а также перегрузки на экипаж.

В свое время исследовались различные аэродинамические формы спускаемых аппаратов (СА). Основываясь на имеющийся опыт, для данной экспедиции необходимо рассмотреть СА «Скользящего спуска» и СА класса «Несущий корпус».

При больших сверхзвуковых скоростях входа на СА действуют совместно конвективные и радиационные тепловые потоки.

В инженерной практике широкое распространение получили следующие зависимости для расчета тепловых потоков: в условиях ламинарного режима обтекания используется формула, предложенная Кемпом и Ридделлом [3]; в условиях турбулентного обтекания используется формула, предложенная Сибулкином [4]; плотность радиационного теплового потока определяется по формуле, предложенной Андреевским [5].

Как видно из указанных зависимостей, при увеличении радиуса закругления носовой части конвективные тепловые потоки уменьшаются, а радиационные наоборот увеличиваются. При рассмотрении СА класса «Скользящего спуска» при входе со второй космической скоростью и выше наблюдается превосходство радиационного теплового потока над конвективным от 5 до 10 раз [6]. Таким образом, предлагается остановиться на выборе СА класса «Несущий корпус». При этом возможно предположить, что существует оптимальный радиус закругления носовой части СА, при котором величина суммарного теплового потока в максимально нагруженной точке по времени будет минимальна.

Трехэтапный цикл разработки транспортного космического корабля с САВ

На начальном этапе развития ракетно-космической техники основная экспериментальная отработка СА происходила при летно-конструкторских испытаниях (ЛКИ), составляющие системы (компоненты) отработывались только автономно. При этом для отработки и доводки СА требовалось не менее 50–100 пусков. По мере усложнения СА резко повысилась стоимость самого СА и проведения каждого его пуска, в связи с чем изменилась стратегия проектирования экспериментальной отработки СА, которая сейчас ориентируется на 2–3 пуска при ЛКИ.

Экспериментальная отработка, являясь естественным продолжением проектирования СА и завершает создание комплекса СА.

При отработке САВ предлагается рассмотреть следующие этапы: орбитальный СА для обслуживания ОКС; ТКК лунной экспедиции; Марсианский ТКК с САВ с большими сверхзвуковыми скоростями. Основной цикл отработки ТКК с САВ осуществляется по программе космических исследований на ОКС с проведением интенсивной макетной отработки корабля и СА. Силовая конструкция ТКК и СА по программе ОКС, а также приборное оборудование и основные служебные системы в процессе разработки и испытаний по программе обеспечения надежности выполняются с учетом условий эксплуатации для ТКК и СА в составе лунной и марсианской экспедиции.

Разработка системы управления СА, обеспечивающей оптимальные режимы спуска в атмосфере Земли с выходом в расчетную зону ограниченной площади с возможностью перехода на режим ручного управления

Требования к траекториям спуска вытекают из характера решаемой задачи. Так как в данном случае речь идет о спуске пилотируемого СА, то основным требованием является безопасность. О безопасности полета при спуске судят по совокупности таких характеристик, как максимальная перегрузка, длительность действия больших перегрузок, аэродинамический нагрев, максимальные отклонения точки приземления по дальности и в боковом направлении.

Следующее требование обусловлено ограниченным запасом топлива на борту СА и сводится к наиболее рациональному использованию имеющихся энергозапасов. Поэтому на стадии проектирования СА стремятся удовлетворить всем другим требованиям к траектории спуска при минимально возможных энергозатратах.

Управление СА предлагается осуществить посредством поворотов по углу крена при фиксированном угле атаки. При таком управлении перегрузки меньше, чем при баллистическом спуске, а также не меняется характер распределения теплового потока по поверхности СА, что позволяет добиться уменьшения потребного веса тепловой защиты СА.

Разработка системы теплозащиты СА панельного типа с учетом использования силовой конструкции СА, прошедшей этап эксплуатации при спуске с орбиты ИСЗ и в составе лунной экспедиции

Наружная поверхность СА защищена панелями теплозащитного покрытия (ТЗП). Так как температура нагрева поверхности СА в критической точке велика, в конструкции СА рекомендовано применение особого ТЗП абляционного типа. Толщины покрытий выбираются в соответствии с эпюрой тепловых потоков.

Так как на СА при спуске действуют неравномерно распределенные тепловые потоки, то и толщины слоев теплозащитного покрытия должны быть разными на различных участках поверхности СА.

Таким образом, предлагается перейти к панельному типу ТЗП. Это позволило бы провести полный цикл испытаний отдельных панелей на стендах с самыми разнообразными программами тепловой обработки. Создание панельной конструкции внешнего теплозащитного покрытия позволит существенно улучшить технологию сборки СА, предусмотреть необходимый объем в подпанельном пространстве для размещения трубопроводов и элементов оборудования. А так как около 40 % боковой поверхности СА находится в зоне умеренного теплового воздействия, то использование панельного ТЗП позволит рассмотреть применение различных материалов для каждой зоны нагрева.

Также представляется интересным провести отработку панельного ТЗП на СА «Союз». В дальнейшем необходимо провести отработку панельной ТЗП на СА класса «Несущий корпус» для орбитальных и лунных экспедиций.

Использование в составе комплекса средств посадки СА комфортного и безударного способа посадки в любой точке Земли с возможностью ручного управления. Разработка запасной системы посадки

В качестве основного комплекса средств посадки необходимо использовать максимально надежный комплекс средств посадки (КСП) с учетом необходимости ограничения перегрузок на участке спуска в атмосфере и при посадке по причине закономерного ослабления организма человека в процессе длительного (порядка 1,5–3 лет) космического полета. Парашютно-реактивная система посадки (ПРСП), хорошо себя зарекомендовавшая в процессе полетов СА «Союз» как исключительно надежное средство посадки и оптимальное с точки зрения массовых характеристик, представлена в качестве обязательного запасного средства посадки (ЗСП).

В качестве основной системы посадки для возвращения после марсианской экспедиции предлагается использовать турбореактивную посадочную систему, позволяющую обеспечить необходимый предпосадочный маневр, зависание перед посадкой и мягкое приземление. Такой вариант КСП, несмотря на некоторый массовый проигрыш, наиболее оптимальный, чем посадка с помощью ПРСП, так как учитывает возможность использовать ручное управление, управление посадкой специальными наземными службами, который должен быть рассмотрен при проектной разработке СА орбитального и лунного вариантов.

Литература

- [1] Эрике К. Космический полет. В 2 т. Т. 2, ч. 2. Москва, Наука, 1970.
- [2] Carlson R., Swenson B. Maneuvering flight within earth-entry corridors at hyperbolic speeds. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 1966, no. 3, pp. 353–358. DOI: <https://doi.org/10.2514/3.28451>
- [3] Кемп Н.Х., Риддел Ф.Р. Теплоотдача к спутнику при его входе в атмосферу. Научные проблемы искусственных спутников. Москва, Иностранная литература, 1959, 528 с.
- [4] Сибулкин М. Теплопередача вблизи передней критической точки тела вращения. *Механика: период. сб. пер. иностр. статей*, 1953, № 3.
- [5] Андреевский А.А. Динамика спуска космических аппаратов на Землю. Москва, Машиностроение, 1970, 232 с.
- [6] Никитин П.В., Сотник Е.В. Воспроизведение конвективно-лучистого теплообмена, сопутствующего входу космических аппаратов в атмосферы планет со второй космической скоростью. *Труды МАИ*, 2011, вып. 42, 16 с.

УДК 629.7.01

Особенности стабилизации тепловых режимов нагрева спускаемого аппарата при больших сверхзвуковых скоростях входа

Столярова Нина Анатольевна

stoliarova_nina@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Миненко Виктор Елисеевич

minenkove@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Рассмотрена проблема теплового нагрева спускаемого аппарата, входящего в атмосферу Земли с большими сверхзвуковыми скоростями. Представлены зависимости для расчета тепловых потоков, которые получили широкое распространение в инженерной практике. Проведен анализ форм спускаемых аппаратов, который показал необходимость перейти на заостренные конфигурации, а именно к аппаратам класса «Несущий корпус». Предложены оптимальная геометрическая форма аппарата, а также использование игольчатого стабилизатора для уменьшения воздействия тепловых потоков, что в свою очередь позволит уменьшить необходимую массу теплозащитного покрытия.

Ключевые слова: марсианская экспедиция, большие сверхзвуковые скорости, тепловые режимы, спускаемый аппарат

Особенности стабилизации тепловых режимов нагрева спускаемого аппарата при больших сверхзвуковых скоростях входа

В настоящее время активно развивается пилотируемая космонавтика. Помимо орбитальных полетов, интерес человечества также направлен и на освоение Луны и Марса. Рассмотрение спуска при входе в атмосферу Земли со второй космической скоростью и выше показало необходимость увеличения аэродинамического качества спускаемых аппаратов (СА) и рациональность перехода на заостренные конфигурации.

В настоящее время рассматриваются пилотируемые СА с улучшенными характеристиками в области аэродинамики, баллистики, маневренности и комфорта экипажа, поэтому особый интерес представляют СА класса «Несущий корпус». Одной из важных задач при проектировании СА является решение проблемы радиационно-конвективного нагрева поверхности СА. В данной работе тепловой анализ был проведен для СА, разработанного с целью обеспечения наибольшего бокового маневра при сохранении максимальной плотности заполнения внутреннего объема [1].

В инженерной практике широкое распространение получили следующие зависимости для расчета тепловых потоков: в условиях ламинарного режима обтекания используется формула, предложенная Кемпом и Ридделлом [2]; в условиях турбулентного обтекания используется формула, предложенная Сибулкином [3]; плотность радиационного теплового потока определяется по формуле, предложенной Андреевским [4].

Как видно из указанных зависимостей, при увеличении радиуса закругления носовой части конвективные тепловые потоки уменьшаются, а радиационные наоборот увеличиваются. При рассмотрении СА класса «скользящего спуска» при входе со второй космической скоростью и выше наблюдается превосходство радиационного

теплового потока над конвективным от 5 до 10 раз [5]. Таким образом, для больших сверхзвуковых скоростей предлагается остановиться на выборе СА класса «несущий корпус». При этом возможно предположить, что существует оптимальный радиус закругления носовой части СА, при котором величина суммарного теплового потока в максимально нагруженной точке по времени будет минимальна.

Был проведен анализ входа СА класса «несущий корпус» с диаметром $D = 3$ м, коэффициентом аэродинамического качества $K_{\text{гип}} = 1,4$ в атмосферу Земли со скоростью 15 км/с, на основании которого, возможно предположить, что существует оптимальный радиус закругления носовой части СА, при котором величина суммарного теплового потока в максимально нагруженной точке по времени минимальна.

Из термо-баллистического анализа было получено, что тепловые потоки достигают своего наибольшего значения на 52-й секунде спуска при скорости 12,3 км/с и при высоте 58,4 км. При этом минимум тепловых поток достигается при радиусе закругления $R_{\text{мин}} = 0,52$ м.

Была проведена оценку уноса теплозащитного покрытия (ТЗП). ТЗП предназначено для защиты конструкции СА от разрушения под воздействием тепловых потоков и обеспечения заданного температурного режима силового металлического корпуса аэродинамической оболочки, элементов конструкции и защиты экипажа.

Наружная поверхность СА защищена панелями теплозащиты. Как видно из расчетов выше, температура нагрева поверхности СА в критической точке довольно-таки велика, поэтому в конструкции СА рекомендовано применение особой теплозащита абляционного типа. Толщины покрытий выбираются в соответствии с эпюрой тепловых потоков.

При анализе толщин уносимого слоя ТЗП при разных радиусов закругления носовой части, было получено, что толщина уноса ТЗП в критичной точке составит около 0,3 м и $R = 0,52$ и 0,44 м при $R = 0,25$ м. По рекомендациям необходимо ввести коэффициент запаса толщины 1,2 для учета погрешности расчета, а также разброса теплофизических характеристик покрытия. Таким образом, толщина покрытия ПКТ в критической точке составит 0,36 м.

Также представляется интересным рассмотреть использование игольчатого стабилизатора (ИС) в носовой части.

Такой метод уменьшения лобового сопротивления на сверхзвуковых скоростях в свое время предлагал Н.Ф. Краснов [6]. Поток может оторваться на игле и образовать область течения конусообразного типа. Под влиянием такого отрывного течения изменяется форма головного скачка уплотнения от почти прямого до косого, что обуславливает снижение лобового сопротивления и теплопередачи в точке полного торможения затупленной поверхности.

Тема использования игольчатых стабилизаторов ударной волны в дальнейшем продолжала исследоваться [7] и в настоящее время интерес к игольчатому стабилизатору ударной волны не угас. А рассмотрение вопросов спуска в атмосфере Земли СА возвращения из марсианской экспедиции с большими сверхзвуковыми скоростями входа заставляет предлагать его для существенного снижения теплового нагрева СА в критической точки вследствие воздействия на него лучистых тепловых потоков, на порядок превосходящих уровень конвективных при 13...16 км/с скоростях входа в атмосферу Земли.

Представляется интересным рассмотреть характер обтекания при установке иглы под углом, чтобы снизить тепловое воздействие в максимально нагруженной точке. Таким образом, изменится характер распределения относительного коэффициента

давление по поверхности носовой части СА с ИС. Его значение сильно уменьшается у основания иглы на сфере, причем зона пониженного давления сохраняется на значительной ее части.

Использование ИС является перспективным направлением, так как уменьшает воздействие тепловых потоков в максимально нагруженной точке, что за собой подразумевает уменьшение массы ТЗП. Однако на текущий момент экспериментальных данных недостаточно для уверенного использования ИС на СА, входящих в атмосферу Земли с большими сверхзвуковыми скоростями. Что в свою очередь требует провести ряд испытаний.

Таким образом, представленные выше способы позволяют на конструктивном уровне снизить воздействия теплового потока при спуске СА с большими сверхзвуковыми скоростями.

Литература

- [1] Болотин В.А., Миненко В.Е., Решетин А.Г., Скотников А.П., Щукин А.Н. Аппарат класса «несущий корпус». Пат. 2083448/RU Российская Федерация, 1997.
- [2] Кемп Н.Х., Риддел Ф.Р. Теплоотдача к спутнику при его входе в атмосферу: научные проблемы искусственных спутников. Москва, Иностранная литература, 1959, 528 с.
- [3] Сибулкин М. Теплопередача вблизи передней критической точки тела вращения. Механика: период. сб. пер. иностр. статей, 1953, № 3.
- [4] Андреевский А.А. Динамика спуска космических аппаратов на Землю. Москва, Машиностроение, 1970, 232 с.
- [5] Никитин П.В., Сотник Е.В. Воспроизведение конвективно-лучистого теплообмена, сопутствующего входу космических аппаратов в атмосферы планет со второй космической скоростью. руды МАИ, 2011, вып. 42, 16 с.
- [6] Краснов Н.Ф. Аэродинамика. В 2 ч. Ч. 2. Методы аэродинамического расчета. Москва, Высшая школа, 1980, 416 с.
- [7] Калугина В.Т. Аэродинамика органов управления полетом летательных аппаратов. Москва, Изд-во МГТУ имени Н.Э. Баумана, 2004, 688 с.

УДК 629.78

Анализ применения малоразмерных спускаемых аппаратов для научного и промышленного применения

Павлюченко Вероника Андреевна

МГТУ им. Н.Э. Баумана

www.cereal_girl@mail.ru

Миненко Виктор Елисеевич

МГТУ им. Н.Э. Баумана

minenkove@bmstu.ru

Рассмотрены основные тенденции проектирования малоразмерных спускаемых аппаратов капсульного типа для научного и промышленного применения. Объектами исследования являются проекты орбитальных станций, анализ научной деятельности на существующих орбитальных станциях и перспектив космического производства. Дополнительно рассмотрен метод экспресс-оценки массовых и объемных характеристик электронной компонентной базы на основе обновленных статистических данных используемой современной бортовой аппаратурой спутников форм-фактора CubeSat.

Ключевые слова: спускаемый аппарат, орбитальная станция, орбитальный комплекс, космические исследования

В настоящее время существует тенденция по созданию производства и проведения разноплановых исследований на базе орбитальных комплексов, космических аппаратов, отдельных научных модулей и лабораторий. Развитие данного направления обусловлено успешным проведением многих биологических и физических экспериментов в условиях микрогравитации и их потенциальной полезной эффективностью на Земле [1].

Возвращение на Землю результатов экспериментов, продуктов производства и других полезных нагрузок времязатратно и опасно при использовании для этих целей пилотируемых спускаемых аппаратов, а также экономически невыгодно, когда грузы имеют относительно малые массы и габариты, или требуют оперативного возвращения с поддержанием определенных требований к транспортировке. Один из подходов к решению проблемы возвращения небольших грузов научного и промышленного характера — это создание и ввод в эксплуатацию малоразмерных спускаемых аппаратов капсульного типа [2].

В настоящее время специалистами космического кластера прорабатывается возможность использования новых разработок малоразмерных капсул в сочетании со средствами доставки на Землю [3]. Применение подобных изделий в направлении отечественных малых космических аппаратов включает в себя выполнение широкого круга задач: проведение комплексных исследований на базе орбитальных комплексов и самостоятельных экспериментов на борту малогабаритных спускаемых аппаратов, их оперативная доставка на Землю; отработка и испытание новых материалов и электронной компонентной базы в условиях микрогравитации, повышенных температур и перегрузок при спуске с орбиты на Землю и других [4].

Благодаря достижениям в области микроэлектроники, которая используется, например, для малых космических аппаратов форм-фактора CubeSat, возможно улуч-

шить массовые характеристики спускаемых аппаратов, что открывает большие возможности для использования малогабаритных спускаемых аппаратов с различными прикладными и научными целями [5]. Дополнительным преимуществом использования электронной компонентной базы малых космических аппаратов является более низкая стоимость, высокая производительность и малые сроки изготовления по сравнению с бортовым оборудованием, применяемым в современных спускаемых аппаратах.

В связи с этим является актуальной разработка методики проектирования малогабаритных спускаемых аппаратов капсульного типа для научного и промышленного применения и ее верификация на базе экспериментальной отработки.

Научная новизна работы заключается в разработке комплексной методики, позволяющей провести оперативную проектно-конструкторскую оценку при проектировании малогабаритного спускаемого аппарата.

Практическая значимость работы состоит в том, что разработанная методика позволяет значительно сократить временные затраты при проектировании МСА на этапе проведения исследовательских и опытно-конструкторских работ.

В работе представлен обзор существующих технических решений по разработке малоразмерных капсульных аппаратов, анализ проектируемых орбитальных станций и возможность использования МСА для доставки грузов на Землю.

Литература

- [1] Секции КНТС. ЦНИИМАШ. URL: <https://tsniimash.ru/science/scientific-experiments-onboard-the-is-rs/cnts/#2> (дата обращения 18.06.2022).
- [2] Pavlyuchenko V., Denisov M., Kotlovskikh P., Mayorova V., Minenko V. Development of small-scale autorotative lander for ISS payload. AIP Conference Proceedings, 2021, vol. 2318, no. 1, art. 120015. DOI: <https://doi.org/10.1063/5.0035795>
- [3] Косенко В. Новые технологии и перспективы развития космических платформ и полезных нагрузок отечественных спутников связи и вещания. Информационные спутниковые системы, 2008, № 6, с. 15–17.
- [4] Полищук Г.М., Пичхазде К.М. Автоматические космические аппараты для фундаментальных и прикладных научных исследований. Москва, МАИ-ПРИНТ, 2010, 659 с.
- [5] Гансвинд И.Н. Малые космические аппараты—новое направление космической деятельности. Международный научно-исследовательский журнал, 2018, № 12-2 (78), с. 84–91.

УДК 629.787:629.7.015.3

Разработка инженерной методики оценки основных проектных характеристик баллистического спускаемого аппарата

Косенкова Анастасия Владимировна

madam.amazonka83@yandex.ru

АО «НПО Лавочкина»

Ткачев Николай Андреевич

nick.t765@yandex.ru

АО «НПО Лавочкина»

Рассмотрены баллистические спускаемые аппараты для осуществления спуска в атмосфере планет. Определены приближенные зависимости максимальной перегрузки и высоты, соответствующей переходу спускаемого аппарата на транзвуковой режим полета, от баллистического коэффициента спускаемого аппарата, угла и скорости входа в атмосферу. Предложена методика, позволяющая определить проектные характеристики баллистического спускаемого аппарата на ранних этапах проектирования при наличии ограничений по перегрузке и минимальной высоте ввода дозвуковой парашютной системы.

Ключевые слова: баллистический спускаемый аппарат, траектория спуска, планеты с атмосферой, аппроксимация, метод наименьших квадратов

При разработке спускаемого аппарата (СА) оценивают нагрузки, которые будут действовать на него при входе в атмосферу: максимальные скоростной напор и перегрузку, а также тепловые потоки, время их воздействия и характер распределения по поверхности. Эти параметры во многом определяют компоновку СА и его массу. Основные характеристики СА и траектории его спуска, влияющие на нагрузки при аэродинамическом торможении — это скорость аппарата и угол наклона траектории при входе в атмосферу, масса аппарата, его площадь миделевого сечения и аэродинамическая форма (коэффициенты силы лобового сопротивления и подъемной силы) [1].

Ограничения по максимальной перегрузке при спуске и высоте достижения транзвуковой скорости полета могут быть определяющими требованиями при выборе аэродинамической формы СА.

Максимальная перегрузка является существенным фактором при разработке компоновки СА, имеющего в составе чувствительные к механическим нагрузкам элементы бортовых систем или конструкции.

На высоте, соответствующей транзвуковому режиму полета при числе Маха $M = 1$, целесообразно введение дозвуковой парашютной системы, которая должна обеспечить отделение составных частей (СЧ) СА на заданных интервалах высот. Такие вопросы затрагивались, например, при проектировании десантного модуля миссии «Экзомарс» [2], АМС «Вега-1, 2» [3] и АМС «Венера-7» (объект «В-70») [4].

Разработанная методика оценки проектных характеристик баллистических спускаемых аппаратов основана на получении зависимостей максимальной перегрузки и высоты, соответствующей переходу СА на дозвуковой режим полета, от угла и скорости входа СА в атмосферу и от его баллистического коэффициента, определяющего аэродинамическую форму, массу и габариты СА.

Первый шаг в получении искомых зависимостей — определение значений максимальной перегрузки и высоты, соответствующей $M = 1$, для различных СА, отличающихся баллистическими коэффициентами, и для различных параметров входа в атмосферу. С учетом рассмотренных диапазонов и шагов изменения входных параметров общее количество рассмотренных траекторий достигает 6000.

Второй шаг в получении искомых зависимостей — аппроксимация полученных результатов. В данной работе аппроксимация проводилась методом наименьших квадратов [5].

В результате аппроксимации получены функции максимальной перегрузки и высоты перехода на трансзвуковой режим полета от массы, площади мидаля и коэффициента лобового сопротивления СА, а также скорости и угла входа в атмосферу.

Полученные функции могут быть использованы как для определения характеристик спускаемого аппарата на начальных этапах проектирования, так и параметров траектории спуска без интегрирования уравнений движения.

Предложенная инженерная методика может быть адаптирована для задач спуска на любые планеты с атмосферой.

Литература

- [1] Косенкова А.В., Миненко В.Е., Якушев А.Г. Проектный анализ аэродинамических форм аппарата для посадки на поверхность Венеры. Полет. Общероссийский научно-технический журнал, 2020, № 8, с. 28–42.
- [2] Дубовик В.Н., Заширинский А.М., Кудрявцев А.Н. Спуск десантного модуля «ЭкзоМарс-2018» на поверхность планеты. Вестник НПО им. С.А. Лавочкина, 2014, т. 23, № 2, с. 76–81.
- [3] Маров М.Я., Хантресс У.Т. Советские роботы в Солнечной системе. Технологии и открытия. Москва, Физматлит, 2013, 612 с.
- [4] Техническое задание на разработку автоматического космического аппарата для исследования планеты Венеры в 1970 г. (В-70). Машиностроительный завод им. С.А. Лавочкина, 1970, с. 1–5. URL: <https://www.roscosmos.ru/29665/> (дата обращения 16.09.2022).
- [5] Горожанкин С.А., Шитов А.А., Савенков Н.В. Методики для аппроксимации зависимостей нескольких переменных в программной среде MS Excel и Mathcad. Информатика, телекоммуникации и управление, 2016, № 3, с. 35–47.

УДК 629.788

Проектные исследования создания грузового возвращаемого аппарата из межпланетных экспедиций класса «несущий корпус»

Вдовина Алиса Владиславовна

vdovina.alisa2016@yandex.ru

ПАО «РКК «Энергия»

Бечаснов Павел Михайлович

bechasnov@bmstu.ru

АО «Корпорация «ВНИИЭМ»

Несмелова Ксения Сергеевна

nesmelovaks@mail.ru

ПАО «РКК «Энергия»

Иванов Георгий Михайлович

ivanovbnr.i@ya.ru

ПАО «РКК «Энергия»

Работа посвящена проблеме создания грузового возвращаемого аппарата класса «несущий корпус», возвращающегося из межпланетных экспедиций. В результате проведения аэродинамических и термобаллистических расчетов получено значение аэродинамического качества на гиперзвуке $K_{\text{тах}} = 1,59$, значение полной перегрузки $n = 6,1g$ и максимальное значение равновесной температуры в критической точке $T_{\text{тах}} = 5100 \text{ К}$. Представлены программы управления аппаратом по углам атаки и крена при спуске. Показаны конструктивные особенности спускаемого аппарата. Сделаны выводы о широких возможностях использования аппарата такого класса при входе в атмосферу Земли с гиперболическими скоростями.

Ключевые слова: баллистика, межпланетные экспедиции, возвращаемый аппарат, спускаемый аппарат, аэродинамические характеристики, гиперзвуковой диапазон скоростей

Возможности проведения межпланетных экспедиций уделяется большое внимание учеными достаточно давно. В процессе исследования планет Солнечной системы появляется необходимость возвращения на Землю экипажа и полезных грузов. В НАСА уже анализируются и прорабатываются подобные проекты, такие как возвращение марсианского грунта.

При возвращении от Марса, Венеры и других планет скорость входа в атмосферу лежит в диапазоне от 13,5 до 21 км/с, вследствие этого на аппарат будут действовать огромные аэродинамические и тепловые нагрузки [1], что приведет к невозможности использования баллистических аппаратов и аппаратов «скользящего типа», таких как «Восток», «Восход» и «Союз».

Анализ рациональной формы показал, что для таких значений скоростей необходимо использовать аппараты, имеющие более высокое аэродинамическое качество на гиперзвуке и хорошо обтекаемую, менее затупленную форму. При этом коэффициенты лобового сопротивления и подъемной силы должны иметь высокие значения при больших углах атаки и малые значения при малых. Такое изделие относится к классу «несущий корпус» и по своим обводам близко к спускаемым аппаратам «скользящего» спуска, а по аэродинамическим характеристикам на гиперзвуковых скоростях — к крылатым ракетопланам [1]. Аппарат способен совершать маневрирование в атмосфере Земли.

Обзор имеющихся работ по созданию таких изделий показывает, что практически все исследования относятся к проектным проработкам и анализу именно пилотируемых вариантов [2, 3]. Транспортировка на Землю полезных грузов представлено в лучшем случае как решение сопутствующей задачи.

Рассматриваемый грузовой возвращаемый аппарат состоит из спускаемого аппарата, предназначенного для входа в атмосферу Земли с гиперболической скоростью на заключительном этапе межпланетной экспедиции, и орбитального блока, который в рамках данной работы не рассматривается.

Основные проектные параметры, определяющие облик космического аппарата, такие как стартовая масса, габариты, удлинение формы и т. д., для данного изделия были выбраны на основе исследований, проведенных в работах [4, 5]. Масса и габариты спускаемого аппарата при этом зависят от характеристик доставляемых грузов. Стартовая масса составила 10 т, объем — 52 м^3 , расчетный диаметр — 3,5 м, расчетная длина — 8,75 м, суммарная площадь поверхности — 86 м^2 , удлинение формы — 2,5.

Аэродинамические характеристики спускаемого аппарата были определены методом Ньютона [6], поскольку метод наиболее точно работает при числах Маха. Расчеты проводились численно с помощью программного пакета Mathcad для различных геометрических характеристик. В итоге были получены следующие значения: максимальное аэродинамическое качество аппарата на гиперзвуке 1,59, балансировочный угол атаки 21° , аэродинамическое качество на балансировочном угле атаки 1,45, коэффициент силы лобового сопротивления на балансировочном угле атаки 0,528, коэффициент подъемной силы на балансировочном угле атаки 0,776, координата центра давления на балансировочном угле атаки 4,6 м.

Схема перелета предполагает отделение грузового аппарата от межпланетного экспедиционного комплекса на подлетной траектории, разделение спускаемого аппарата и орбитального блока, и вход спускаемого аппарата в атмосферу Земли с гиперболической скоростью. Достоинством такой схемы является отсутствие затрат на торможение экспедиционного комплекса, что упрощает ее реализацию в ближайшем будущем.

Для баллистического анализа было взято наиболее вероятное значение скорости входа в атмосферу, равное 15 км/с. В процессе термобаллистического расчета производился подбор программ совместного управления по углам атаки и крена на основании законов управления, приведенных в [1, 7]. Данный подход позволяет ввести ограничение на глубину погружения аппарата на первом и втором входе в атмосферу и сделать траекторию на этих участках более пологой, а также предоставляет возможность управления подъемной силой, действующей на аппарат. При этом снижается интенсивность процесса торможения, что приводит к уменьшению силовых и тепловых нагрузок на аппарат. Значения полной перегрузки и равновесной температуры в критической точке составляют соответственно 6,1g и 5100 К и получаются ниже значений, полученных в [7]. Перегрузка является пиковой и может переноситься экипажем в течение 200 с, вследствие чего появляется возможность использования опыта проектирования такого аппарата при создании пилотируемых вариантов экспедиций.

Массовые характеристики систем на данном этапе проектирования могут быть оценены с помощью статистических зависимостей по основным системам корабля [4]. Суммарная масса при этом составила 9700 кг. Были определены тепловые потоки и толщины теплозащиты в критической точке и выбраны в первом приближении наиболее подходящие для рассмотренного расчетного случая теплозащитные материалы.

Спускаемый аппарат является многоразовым и имеет в своем составе отсек, предназначенный для размещения контейнеров с научной аппаратурой, результатов экспериментов, роботизированного механизма для перемещения грузов и т. д. На донной части отсека устанавливается каркас, аналогичный раме на космическом корабле Space Shuttle и предназначенный для удобства установки и крепления грузов. Остальной объем занимают блоки служебных систем: блоки аккумуляторных батарей, бортового комплекса управления, радиоэлектронной аппаратуры, системы телеметрических измерений, системы обеспечения теплового режима, двигатели мягкой посадки, блок парашютов комплекса средств посадки, баки с топливом системы исполнительных органов спуска.

Таким образом, аэродинамический, термобаллистический и массово-габаритный расчеты подтверждают широкие возможности, универсальность и многофункциональность аппарата для его использования в составе грузового возвращаемого аппарата от Венеры, Марса, астероидов и др.

Высокий коэффициент подъемной силы и высокое значение аэродинамического качества на гиперзвуке позволяют совместно с управлением по углам атаки и крена обеспечить приемлемые значения перегрузок и тепловых нагрузок, действующих на аппарат в процессе спуска, а также увеличить его маневренные возможности.

Аппарат является универсальным и многофункциональным, способен успешно выполнять поставленные задачи по возвращению полезных грузов из межпланетных экспедиций, а также открывает широкие возможности для освоения нашей страной космического пространства.

Литература

- [1] Сихарулидзе Ю.Г. Баллистика и наведение летательных аппаратов. Москва, БИНОМ. Лаборатория знаний, 2013, 407 с.
- [2] Миненко В.Е., Белкина Г.Е., Нгуен Суан Донг. Спускаемые аппараты гиперболического диапазона скоростей входа в атмосферу Земли в составе марсианского экспедиционного комплекса. Полет, 2013, № 4, с. 53–64.
- [3] Миненко В.Е., Столярова Н.А. Условия, определяющие проектно-конструктивный подход к методу реализации схемы возвращения пилотируемого спускаемого аппарата марсианской экспедиции. 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. 1, с. 97.
- [4] Миненко В.Е., Агафонов Д.Н., Якушев А.Г., Елисеев А.Н. Проектный, аэродинамический и термобаллистический анализ спускаемого аппарата класса «несущий корпус». Наука и образование: научное издание МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2015, № 10, с. 88–125.
DOI: <https://doi.org/10.7463/1015.0815132>
- [5] Миненко В.Е., Косенкова А.В., Быковский С.Б., Якушев А.Г. Методика экспресс-оценки массовых и объемных характеристик спускаемых аппаратов. Инженерный журнал: наука и инновации, 2019, № 3 (87). DOI: <https://doi.org/10.18698/2308-6033-2019-3-1857>
- [6] Голубев А.Г., Калугин В.Т. (ред.). Аэродинамика. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2017, 608 с.
- [7] Соловьёв Ц.В., Тарасов Е.В. Прогнозирование межпланетных полетов. Москва, Машиностроение, 1973, 400 с.

УДК 692.784

Средства инициирования ввода парашютной системы для спасения возвращаемого аппарата на этапе спуска

Петров Александр Владимирович
РКК «Энергия»

al20298@mail.ru

Пешков Руслан Александрович
Южно-Уральский государственный университет

ai20298@mail.ru

Рассмотрены основные средства инициирования и принципы ввода парашютной системы для спасения экипажа возвращаемого аппарата при штатной, резервной и аварийной циклограмме. Показаны основные достоинства и недостатки использования тех или иных средств инициирования. Предложен вариант уменьшения нагрузок со стороны механических толкателей пружинного типа за счет использования, действующего скоростного напора.

Ключевые слова: возвращаемый аппарат, парашютная система, средства инициирования, этап спуска, система спасения

В ходе освоения околоземного космического пространства безопасность возвращения экипажа при штатном или аварийном завершении миссии является важнейшим требованием при проектировании и эксплуатации космических кораблей. При спасении экипажа важную роль играет надежность используемых средств ввода парашютной системы (ПС).

Проектируемые средства ввода ПС должны отвечать ряду требований и гарантировать спасение членов экипажа в широком спектре аэродинамического воздействия, то есть обеспечивать ввод ПС в широком диапазоне скоростных напоров для штатной и аварийной циклограммы, а также углов атаки и крена возвращаемого аппарата (ВА). При этом минимальное значение силы соударения достигается посредством управления процессом постепенного вытягивания ПС, поддерживая натяжения всех частей вводимого в действие парашюта, минимизируя время раскрытия и разброс сил при раскрытии ПС [1, 2].

Средства для получения хорошего, контролируемого ввода парашюта в действие включают положительные методы для извлечения парашюта с помощью механических или пиротехнических средств или с использованием вытяжных парашютов (ВП). В настоящее время существует большая масса средств ввода ПС, выбираемых в зависимости от конфигурации, массовых характеристик ПС, и смежных систем.

Управляемый ввод ПС является основным методом ввода для пилотируемой космонавтики. Первый этап включает в себя отстрел крышки парашютного отсека или специальной пули (ввод может также осуществляться при помощи мортиры и пирочки), которые, в свою очередь, извлекают ВП или первый

тормозной парашют (ТП) и уводят его от аппарата в невозмущенный воздушный поток за аппаратом [1, 3].

Правильный ввод ВП или рифленого ТП при помощи пули, мортиры или ракетных двигателей всегда необходим, когда парашют вводится в условиях вращения, беспорядочного движения летательного аппарата или при необходимости осуществлять ввод через след от большого головного тела.

Простейшим из трех вышеперечисленных методов ввода является ввод с помощью пули. Пушка для отстрела пули работает как пистолет. Корпус пушки крепится к летательному аппарату. По команде на ввод парашюта пушка подобно пистолету вы-

стреливает пулю, называемую в данном случае пулей ввода ТП, и уводит ВП (или ТП) в невозмущенный воздушный поток. К пуле крепится уздечка чехла ВП или пуля непосредственно вводит в действие ВП. Недостатком использования пули является ее ограничение в весе до 0,9 кг, что позволяет вводить ВП только легкой конфигурации. К достоинствам такой схемы можно отнести возможность размещения в любом месте, вследствие того, что пиропушка имеет малую реактивную силу.

По аналогии с предыдущим средством ввода существует мортирный способ ввода ПС. Такой способ ввода ПС применяется для ввода блоков ТП и основного парашюта весом более 45 кг. Положительная сторона такого решения заключается в том, что такой способ ввода благоприятен для увода парашютного блока на достаточное расстояние в невозмущенный поток. К недостаткам схемы относятся: большая реактивная сила мортиры и относительно большой размер мортиры. Ввод ПС, как и в предыдущем варианте производится силами инерции или отстрела [4].

Другим вариантом ввода ПС является ввод при помощи ракетного двигателя. Согласно концепции, существует две схемы исполнения, в первой схеме ракетный двигатель может располагаться рядом с блоком парашюта, во второй схеме двигатель может быть размещен в середине камеры ТП. Обе эти схемы успешно применяются. Основными достоинствами схемы является то, что ракетное извлечение парашютного блока организует благоприятное наполнение, когда парашютная камера стягивается с верхней части блока, обеспечивая безударную схему ввода ПС. Также данный способ не создает реактивной силы, которая воспринимается изделием. Главными недостатками являются: ограничение в местах размещения, неуправляемость вектора тяги на этапе ввода ПС и необходимость защиты ПС от нагрева рабочим телом двигателя.

Также одним из распространенных способов ввода ПС является механический ввод ПС, посредством сообщения кинетической энергии от механических пружинных толкателей крышке парашютного контейнера и соответственно вытяжному блоку. К недостаткам такого исполнения стоит отнести то, что такая система обладает меньшей энергетикой ввода по сравнению с мортирным вводом, увеличение массы крышки парашютного контейнера за счет расположения элементов толкателей на крышке и необходимость упрочнения конструкции крышки и смежных элементов из-за того, что толкатели в момент эксплуатации находятся во взведенном состоянии и оказывают постоянное реакционное действие на элементы конструкции. Положительная сторона применения такой схемы заключается в том, что такие толкатели имеют малые размеры и более высокую надежность ввода по сравнению с остальными способами.

В ходе анализа рассмотрены основные схемы ввода ПС, а также их положительные и отрицательные стороны. В качестве возможного направления исследования рассматривается анализ применения средства ввода в виде совместного применения механических толкателей, в начале ввода крышки с закрепленной уздечкой вытяжного блока в аэродинамический поток, с влиянием скоростного напора. Применение такого способа позволит уменьшить требуемую энергетiku толкателей, нагрузку на крышку и массу крышки за счет влияния скоростного напора.

Литература

- [1] Knacke T.W. Parachute Recovery Systems: Design Manual. Para Pub., 1992, pp. 209–221.
- [2] Рабинович Б.А. Безопасность космонавта при посадочном ударе спускаемого аппарата о грунт. Москва, Книга и Бизнес, 2014, 278 с.
- [3] Иванов П.И. Парашютные системы для космических аппаратов. Феодосия, Гранд-С, 2002, 203 с.
- [4] Pawlikoski T.P. Drogue Mortar Simulation Development and Performance Evaluation. AIAA Paper, October 1986, AIAA 86-2490.

УДК 629.764.7

Возможные принципы построения малобюджетной ракеты-носителя сверхлегкого класса

Бечаснов Павел Михайлович

bechasnov@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

рассмотрена возможность построения малобюджетной ракеты-носителя сверхлегкого класса без использования насосной подачи. На основе имитационной методики Таунсенда для оценки грузоподъемности ракет-носителей (РН) и упрощенной аэробаллистической модели проанализирована эффективность возможных при этом технических решений и определено их влияние на возможную массу полезной нагрузки (ПН). Предложено применение вытеснительной подачи низкого давления, абляционной теплозащиты с водяными завесами и испарительного наддува баков. Показано, что построенная на указанных принципах трехступенчатая РН приблизительно соответствует иным концепциям сверхлегких РН по доле ПН.

Ключевые слова: ракета-носитель сверхлегкого класса, малобюджетность, массовая эффективность, вытеснительная подача

Основным коммерчески значимым сегментом запускаемых космических аппаратов (КА) в последнее время стали большие группировки малых спутников. Они предлагаются в большом количестве и большинство из проектов должно быть реализовано в ближайшее десятилетие. При этом разработчики малых КА вынуждены использовать неоптимальные орбиты, формируемые кластерными пусками РН среднего или тяжелого класса, либо опираться на запуски сверхлегких РН для получения желаемых параметров орбиты.

Удельная стоимость выведения сверхлегкой РН намного выше. Так, даже для экономически успешной РН Electron она составляет 22,7 тыс. долл./кг, в то время как для РН «Союз-2.1б» соответствующая величина равна приблизительно 5 тыс. долл./кг. Однако ключевые преимущества сверхлегких РН — это оперативность пуска, возможность выбора целевой орбиты и отсутствие ограничений на пуск КА, которые при попутном или кластерном пуске могут быть сочтены опасными для других КА.

Несмотря на наличие в разработке ряда частных и государственных проектов, в России до сих пор нет сверхлегкой РН, дошедшей хотя бы до этапа наземной стендовой отработки. При этом стоимость разработки, например, РН Electron, по сведениям в печати, составила 100–250 млн долл., для LauncherOne — не менее 700 млн долл. [1]. В условиях бюджетных ограничений и дефицита частного инвестиционного капитала подобные затраты могут оказаться непосильными для реализации отечественного проекта вплоть до передачи в серийную эксплуатацию. Поэтому актуальным является снижение затрат как на разработку, облегчающее реализацию проекта, так и на запуск серийного образца, улучшающего условия конкуренции с РН более тяжелого класса.

Стоимость РН в основном складывается из стоимости двигателей, электронных блоков и элементов конструкции (в этом порядке) [2]. Соответственно, должны рассматриваться меры по снижению стоимости всех этих элементов.

Стоимость турбонасосных агрегатов (ТНА) составляет 60-80% стоимости двигателей, в свою очередь, составляющих около половины стоимости РН. При этом на ТНА приходится более половины отказов двигательной установки. Его использование увеличивает давление в камере сгорания и удельный импульс двигателя, однако его влияние значимо в основном только при работе двигателя в атмосфере. Отказ от ТНА уменьшит удельный импульс двигателя, но значительно снизит его стоимость.

Отсутствие ТНА потребует резкого снижения давления в камере сгорания и заставит отказаться от регенеративного охлаждения, требующего от хладагента существенного запаса теплоемкости до вскипания, что недостижимо при низком давлении. Альтернативой регенеративному является абляционно-завесное охлаждение. Однако скорость абляции существующих материалов, согласно проведенному анализу, слишком велика даже при давлениях 10...15 бар [3], и поэтому абляционное охлаждение должно дополняться завесным. При этом расчетная эффективность основных компонентов в составе завесы низка, что делает целесообразным использование в составе РН отдельной емкости с водой для создания завесы. При этом удельный импульс снижается ориентировочно на 0,3 % на каждый процент расхода воды в общем расходе. Однако такой подход к охлаждению стенок камеры сгорания исключает второй дорогой и высокотехнологичный узел двигателя — рубашку охлаждения, создающую перепад давления для расхода компонентов.

Третьим дорогим высокотехнологичным узлом двигателя является блок форсунок, на котором также возникает перепад давления. Для удешевления его конструкции предлагается использовать для распыления топлива его собственное тепло. Так, при смешении в двухкомпонентной форсунке пропана с жидким кислородом в стехиометрическом соотношении при низком давлении первый останется жидким, а кипение второго обеспечит необходимую механическую энергию.

Вытеснительная подача обеспечит также снижение стоимости конструкции РН. Использование давления подачи около 15 бар, при котором еще эффективно абляционно-завесное охлаждение, делает нерациональным применение как дорогостоящих композитных баков, так и вафельных конструкций. Расчетные толщины стенок несущих баков при их выполнении из дюралюминия позволяют создать сборную конструкцию с постоянной толщиной стенки. Поскольку такие баки имеют достаточно высокую погонную массу, целесообразно выполнить их формой, приближенной к сферической, уменьшая массу ступени ценой роста аэродинамических потерь.

Абляционное охлаждение двигателя с вытеснительной подачей ранее предлагалось американской компанией Microcosm, однако выбранное ими давление подачи 40 бар привело к высоким требованиям к материалам баков и двигателя, потребовало их исполнения из дорогостоящих композитов и в конечном итоге закончилось высокой стоимостью РН и закрытием проекта [4].

Для снижения стоимости и повышения массового совершенства системы подачи топлива ее рационально выполнить на основе испарения жидкого азота смешением с перегретой водой, подаваемых давлением собственных насыщенных паров. Затем газообразный азот подается для наддува топливных баков, а охлажденная вода отделяется циклонным фильтром и используется для создания завес в двигателях.

Предлагаемая концепция создания двигательных установок РН приводит к их низкой стоимости, но и высокой массе при низком удельном импульсе на первой ступени. Это делает рациональным трехступенчатую конструкцию РН со стартовой тяго-

вооруженностью ступеней около 2,0. При дешевом легком двигателе такой подход существенно снижает гравитационные потери и позволяет частично отыграть потери удельного импульса.

Наконец, для снижения стоимости электроники РН предлагается использование коммерческих инерциальных датчиков с многократным резервированием. Сопутствующее снижение точности выведения предполагается парировать маневром третьей ступени после завершения выведения.

На основании предложенных принципов были рассчитаны тяги и оптимальные массы ступеней трехступенчатой РН сверхлегкого класса на пропане и жидком кислороде. Масса полезной нагрузки такой ракеты оценивалась с помощью модели Таунсенда [5], позволяющей свести задачу к прямому выведению на опорную орбиту с последующим орбитальным маневром. Расчеты показали, что для такой ракеты выведение на полярную орбиту может производиться с обеспечением доли полезной нагрузки около 2 %, что обеспечивает ее приблизительно равную эффективность с существующими кислород-керосиновыми ракетами. При этом оценочная стоимость пуска, определенная на данном этапе с помощью приблизительных соотношений, составляет около 100 млн руб. при массе ПН 250 кг, что существенно лучше, чем у РН Electron и находится на одном уровне с более тяжелыми РН семейства «Союз».

Таким образом, на основе предложенного «низкотехнологичного» подхода потенциально может быть создана РН сверхлегкого класса, конкурентоспособная как с зарубежными ракетами-носителями аналогичного класса, так и с отечественными РН большей грузоподъемности, причем с существенно меньшими капиталовложениями, чем при использовании существующих подходов.

Литература

- [1] Inside Virgin Orbit, Richard Branson's Small Satellite Bid To Match Musk And Bezos In The Billionaire Space Race. Available at: <https://www.forbes.com/sites/daviddawkins/2020/09/06/inside-virgin-orbit-richard-bransons-small-satellite-bid-to-match-musk-and-bezos-in-the-billionaire-space-race/?sh=433837c07ab9> (accessed November 20, 2022).
- [2] Bruno T. Interesting infographic on some of the Systems Engineering characteristics of LVs. Available at: <https://twitter.com/torybruno/status/561933155951595520> (accessed November 20, 2022).
- [3] Kamps L.T. Mechanisms of Graphite Nozzle Erosion in Hybrid Rockets. 2019. Available at: https://eprints.lib.hokudai.ac.jp/dspace/bitstream/2115/75906/1/KAMPS_Landon_Thomas.pdf (accessed November 20, 2022).
- [4] Keith E.L., Bauer T.P. Economical launch vehicle. Patent US5799902A US, 1997.
- [5] Launch Vehicle Performance Estimation. Available at: <https://silverbirdastronautics.com/LaunchMethodology.pdf> (accessed November 18, 2022).

УДК 621.453.2

Перспективы двигательных установок на основе мгновенного испарения в космической технике

Бечаснов Павел Михайлович

bechasnov@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Рассмотрена возможность применения двигательных установок (ДУ) на основе эффекта мгновенного испарения (паровых ракет) в качестве простейшего двигателя большой тяги или источника горячего парогаса с самонаддувом. На основе термодинамического анализа на примере воды как рабочего тела оценены величины удельного импульса, достижимого массового совершенства таких ДУ, реализуемая массовая энергоотдача. Результаты анализа показывают возможность применения таких ДУ для маневрирования космических аппаратов, в транспортных операциях по пилотируемой программе, в газогенераторах ракет-носителей и т. д.

Ключевые слова: ракетный двигатель, парогенераторы, космический аппарат, термодинамика

В настоящее время для космических аппаратов (КА), в том числе малых, разработано и эксплуатируется большое количество вариантов двигательных установок, однако подавляющее большинство конструкций относится к двигателям малой тяги. Малая тяга затягивает выполнение даже низкоэнергичных маневров, усложняет системы управления и делает невыполнимыми такие задачи, как, например, контролируемое сведение с орбиты.

Простейшим, наиболее дешевым и безопасным вариантом двигателя большой тяги для КА, обеспечивающим, тем не менее, энергетику на уровне газореактивных двигательных установок, является двигатель на основе эффекта мгновенного испарения, обычно называемый паровой ракетой.

Паровая ракета — вариант ракетного двигателя, использующий для создания тяги энергию перегретой жидкости. Жидкость в баке высокого давления нагревается электронагревателем, что приводит к повышению ее температуры и давления насыщенных паров.

После открытия выхода из бака струя жидкости истекает из него, быстро испаряясь при давлении, пониженном в сравнении с давлением в баке. Кипение приводит к дроблению капель, а пар занимает подавляющую часть объема сопла, так что истечение по сути является газовым с наличием конденсированной фазы (несмотря на то, что массовая доля пара не превосходит нескольких десятков процентов). При этом давление насыщенного пара в противоположной части бака вытесняет жидкость в сопло, а ее кипение поддерживает давление пара, так что двигатель работает при почти постоянном давлении.

Наиболее распространены работы с использованием в качестве рабочего тела воды (германская ракета Aquarius Берлинского университета [1], EcoRocket румынской компании ARCA и пр.). При температуре 200...250 °С вода развивает давление насыщенных паров в 40...50 атмосфер, обеспечивая удельный импульс около 40 с на уровне моря (Aquarius). При снижении рабочей температуры давление вытеснения

может поддерживаться при добавлении в воду 2...5 % этанола, что позволяет при давлении в 5 бар и температуре около 130 °С получить удельный импульс 17...20 с (ARCA). Также известны опыты с паровой ракетой на аммиаке, обеспечившей удельный импульс в вакууме 34 с при давлении 8,5 бар (ВХ-1, Китай) [2].

За счет частичного испарения рабочего тела паровая ракета на воде превосходит пневмогидравлические ракеты по удельному импульсу (17...40 с против 3...9 с при тех же давлениях) и простоте предпусковой подготовки, химические — безопасностью в хранении и обращении (не содержит ядовитых и взрывчатых веществ, также проще в заправке и перевозке).

Исследователями Дюссельдорфского университета было предложено [3] проводить расчеты удельного импульса паровой ракеты на основе допущений о сохранении энтропии и полной энергии потока, однако результаты расчетов по этой методике так и не были опубликованы, в том числе для случая истечения в вакуум. В данной работе подход немецких ученых был дополнен допущениями о равновесном характере течения парогазовой среды в сопле, обоснованным высокой скоростью испарения в вакууме, а также о пропорциональности потерь удельного импульса объемной доле конденсированной фазы в потоке. Полученные результаты были валидированы по ранее опубликованным экспериментальным данным других исследователей [4].

Расчеты показывают, что, например, при давлении насыщенного пара 40 бар температура в баке достигает 250 °С, что обеспечивает значение удельного импульса с учетом потерь при давлении на срезе сопла 0,1 бар на уровне 583 м/с, что приблизительно соответствует обеспечиваемому в адиабатическом процессе азотом при той же температуре и степени расширения. При этом плотность перегретой воды составляет около 800 кг/м³, что превосходит показатели для азота более чем в 20 раз! Это обуславливает пропорциональное снижение массы бака и практически трехкратный рост массовой энергоотдачи (полного импульса, отнесенного к массе) ДУ. Расход энергии на подогрев воды при этом составит около 1 МДж на килограмм.

Паровые ракеты в силу конструктивной простоты обещают высокую надежность и безопасность даже при разрыве бака (кипяток моментально измельчается, испаряется и остывает). Поскольку создаваемая паровой ракетой тяга достаточно велика, как и развиваемое давление, большая часть испытаний может проводиться при атмосферном давлении, без потребности в высокочувствительных датчиках тяги.

Потенциально высокая надежность и безопасность, обеспечиваемая паровыми ракетами, позволяет применять их для транспортного обслуживания пилотируемых космических станций — в средствах передвижения космонавтов, для управления движением свободнолетающих модулей, стыковочных операций и запуска со станции малогабаритных спускаемых аппаратов (для которых паровыми могут быть и посадочные двигатели). Отсутствие давления и высокой температуры в баке вне времени использования ДУ наряду с доступностью и безопасностью воды как рабочего тела позволят вести работы с ней внутри герметичного объема станции без дополнительной сертификации.

Также перспективной задачей для паровой ДУ является использование в составе малогабаритных разгонных блоков, задачей которых является кластерное выведение и разведение по орбитам наноКА. Анализ типовых потребностей этого рынка показывает, что наиболее часто востребованным является разведение аппаратов по фазе и долготе восходящего узла орбиты, что не требует значительной энергетики и позволяет проявиться эксплуатационным преимуществам паровой ДУ.

Наряду с созданием тяги возможно перспективным является использование паровых ракет в качестве источников горячего парагаза. Они могут быть использованы, например, для испарения жидкой среды в системах наддува баков ракет-носителей и разгонных блоков. Автономность такого источника и способность обеспечивать подачу высокоэнтальпийной среды для смешивания с испаряемой дают им существенные преимущества перед альтернативой в виде испарения теплом работающего двигателя. При этом масса перегретой воды для испарения жидкого азота составляет около трети от его массы, что дает существенный выигрыш по весовой отдаче по сравнению с использованием баллонов высокого давления. Охлажденная же вода может быть отфильтрована из потока газа перед подачей в баки циклонным фильтром.

Итого, паровая ракета имеет ряд потенциально значимых применений в ракетно-космической технике, обладает высокой эффективностью и безопасностью, а также требует минимальных затрат на создание и отработку по сравнению с альтернативными способами решения вышеописанных задач.

Литература

- [1] Wallentowitz H., Freialdenhoven A., Olschewski I. Technologietrends antrieb. Strategien in der Automobilindustrie, 2009. DOI: https://doi.org/10.1007/978-3-8348-9311-6_9
- [2] Wei Q., Li Y.C. Technology of ammonia flashing jet propulsion in BX-1 satellite. Manned Spacefl., 2012, vol. 18 (1), pp. 86–91 (in Chinese). DOI: <https://doi.org/10.3969/j.issn.1674-5825.2012.01.016>
- [3] Adirim H., Lo R., Pilz N., Kreil M. Hot water propulsion development status for earth and space applications. 42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2006. DOI: <https://doi.org/10.2514/6.2006-4566>
- [4] Ma W., Zhai S., Zhang P., Xian Ya., Zhang L., Shi R., Sheng J., Liu B., Wu Z. Research progresses of flash evaporation in aerospace applications. International Journal of Aerospace Engineering, 2018, art. 3686802. DOI: <https://doi.org/10.1155/2018/3686802>

УДК 633.17+534.2

Исследование акустических параметров дозвуковой и сверхзвуковой струи методом широкополосного шума

Исправникова Олеся Владимировна
ФГАОУ ВО «ЮУРГУ (НИУ)»

ispravnikova.2000@mail.ru

Пешков Руслан Александрович
ФГАОУ ВО «ЮУРГУ (НИУ)»

ai20298@mail.ru

Шметкова Анна Сергеевна
ФГАОУ ВО «ЮУРГУ (НИУ)»

rail_davlyatov@mail.ru

Описан процесс математического моделирования шума дозвуковой и сверхзвуковой струи методом широкополосного шума в программном обеспечении ANSYS Fluent. Научно-технический прогресс и развитие летательных аппаратов привели к резкому увеличению количества интенсивных источников шума, воздействующих на человека. Акустические взаимодействия превратились в одно из наиболее перспективных направлений исследований при решении фундаментальной проблемы газовой динамики, связанной с процессом смешения и излучения звука турбулентными потоками.

Ключевые слова: *аэроакустика, математическое моделирование, метод широкополосного шума, сверхзвуковая струя, дозвуковая струя*

Научно-технический прогресс и развитие летательных аппаратов (ЛА) привели к резкому увеличению количества интенсивных источников шума, воздействующих на человека.

Акустические взаимодействия превратились в одно из наиболее перспективных направлений исследований при решении фундаментальной проблемы газовой динамики, связанной с процессом смешения и излучения звука турбулентными потоками [1].

Дж. Лайтхилла [2, 3] первым разработал акустическую аналогию. Основная идея его работы в том, что турбулентность оказывает большой вклад в генерацию звука, а уравнения Навье-Стокса можно преобразовать в неоднородное волновое уравнение

В большом количестве случаев уровень акустического шума практически нельзя спрогнозировать, и определить их тогда можно только с помощью натурных экспериментов. Но в настоящее время уровень развития вычислительной техники и технологий численного моделирования все же позволяет сократить объем физических экспериментальных исследований, а в тех случаях, когда эксперимент по-прежнему необходим, существенно его дополнить [1].

Основной целью работы является численное исследование шума до- и сверхзвуковой струи методом широкополосного шума.

Прямое численное моделирование шума заключается в разрешении турбулентных структур вплоть до приемника сигнала. Для этого необходимо, чтобы приемник акустического сигнала располагался в пределах расчетной области, поэтому эта методика получила наибольшее распространение в моделировании ближних акустических полей.

Для качественной оценки результатов моделирования источников шума в программном пакете *ANSYS Fluent* предусмотрены полуэмпирические модели источников широкополосного шума под общим названием *Broadband noise* [4, 5].

Для достижения конечной цели проектирования поставленные задачи были решены следующим путем:

- создана базовая геометрическая модель сопла [6], с расчетной областью, достаточной для анализа;
- построена неструктурированная сетка, а также заданы основные граничные условия и параметры решателя, которые будут использоваться при решении;
- проведен расчет сначала без подключения полуэмпирической модели источников широкополосного шума, а далее с подключением модели *Broadband noise* в CAE комплексе *ANSYSFluent*;
- проанализированы значения шума при дозвуковом и сверхзвуковом течении. По результатам расчета максимальное значение шума по оси с дозвуковым течением получилось равным ~110 дБ, а с сверхзвуковым ~128,2 дБ

Результатом всей проведенной работы стали максимальные значения акустического давления дозвуковой и сверхзвуковой газовой струи вдоль оси. Работа показала, что, несмотря на сложность численной реализации акустических процессов при старте, в настоящее время уровень развития вычислительной техники и технологий численного моделирования все же позволяет сократить объем физических экспериментальных исследований.

Литература

- [1] Липницкий Ю.М., Сафронов А.В. Наземная отработка акустики старта ракет-носителей. Ученые записки ЦАГИ, 2014, т. 45, № 2, с. 1–12.
- [2] Lighthill M.J. On sound generated aerodynamically. Part I. General theory. Proc Roy Soc, Ser A, 1952, no. 211, pp. 564–587.
- [3] Lighthill M.J. On sound generated aerodynamically. Part II. Turbulence as a source of sound. Proc Roy Soc, Ser A, 1954, no. 222, pp. 1–32.
- [4] Мунин А.Г. Авиационная акустика. В 2 ч. Ч. 1. Москва, Машиностроение, 1986, 243 с.
- [5] Кузнецов В.М. Основы теории шума турбулентных струй. Москва, ФИЗМАТЛИТ, 2008, 239 с.
- [6] Грязев В.М. Моделирование шума реактивных струй на основе уравнений RANS. Известия Тульского государственного университета. Технические науки, 2016, № 12, с. 311–321.

УДК 629.783

Сравнительный анализ космических систем радиолокационного наблюдения по данным из открытых источников

Яценко Михаил Юрьевич

misha-yacenko@mail.ru

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

В настоящее время создание космических систем радиолокационного наблюдения Земли является одной из наиболее приоритетных задач отечественной ракетно-космической промышленности. Радиолокационное дистанционное зондирование Земли имеет ряд преимуществ, особенно важных при наблюдении территории России, и может обеспечить более эффективное решение народно-хозяйственных и специальных задач. В исследовании проведен анализ и сравнение существующих космических систем радиолокационного наблюдения по выделенным параметрам. В результате графически показаны зависимости между параметрами и сформулированы выводы.

Ключевые слова: космический аппарат, радиолокатор космического назначения, дистанционное зондирование Земли, космическая система, объект наблюдения

Радиолокационные системы дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) космического назначения являются эффективным средством получения информации, поскольку их функционирование не зависит от состояния атмосферы, метеорологических условий, времени суток и условий освещенности.

Другими конкурентными преимуществами космической радиолокационной съемки являются повышенная точность измерения геометрических характеристик объектов, возможность выявления специфических характеристик объектов наблюдения, возможность наблюдения и обнаружения объектов, невидимых в оптическом или ИК-диапазонах электромагнитного спектра, скрытых снежным или растительным покровом, или по косвенным эффектам и ряд других [1, 2].

Таким образом, указанные преимущества радиолокационного ДЗЗ будут способствовать решению различных народнохозяйственных и специальных задач именно в России, большая часть которой находится в районах высоких широт, с продолжительными полярными ночами и наличием облачной погоды на протяжении длительного времени в течение года.

Такая критическая потребность в регулярной съемке поверхности территории РФ в интересах различных отраслей (мониторинг ледовой обстановки, сельское хозяйство, ведение кадастра, мониторинг сложных технологических объектов и пр.) приводит к необходимости создания собственных космических средств дистанционного зондирования Земли, основанных на радиолокации.

Сейчас число космических аппаратов (КА) радиолокационного наблюдения значительно меньше количества КА оптического наблюдения. Это обусловлено в значительной степени сложностью создания радиолокационной системы (РЛС) космического назначения, различием в требованиях к служебным системам, обеспечивающим функционирование РЛС, а также габаритными характеристиками антенных систем и повышенной массой РЛС [3].

В рамках исследования были собраны и проанализированы данные о существующих космических системах радиолокационного наблюдения Земли (порядка 25 космических систем) из открытых источников [1–7]. Критерием отбора в контрольную

группу являлась непосредственная или потенциальная способность работы в северных широтах. В ходе исследования выяснилось, что абсолютное большинство таких космических систем — зарубежные.

Основные выводы по параметрам КА с РЛС:

1. максимальная масса РЛС на малом космическом аппарате (МКА) не превышает 250 кг, а на КА более 1000 кг — не превышает 950 кг;
2. минимальная масса РЛС на МКА – 30 кг, а на КА более 1000 кг — 150 кг;
3. пиковая мощность РЛС на МКА не превышает 1600 Вт, а КА более 1000 кг — не превышает 5000 Вт;
4. с увеличением массы РЛС и высоты орбиты КА значения пиковой мощности РЛС повышаются;
5. относительная масса РЛС (масса РЛС отнесенная к массе КА) лежит в диапазоне (0,2...0,5).

Требования рынка сервисов и услуг, основанных на данных космического мониторинга, привели к тренду снижения массы космических аппаратов и переходу к созданию орбитальных группировок. Так запущенный в 2008 году космический аппарат TecSag (Израиль) создал новый класс аппаратов массой менее 500 кг [1, 3]. Ранее масса КА ДЗЗ составляла более одной тонны. В дальнейшем тренд сохранился. В 2018 году был запущен первый спутник Iceye, который открыл класс космических аппаратов массой порядка 100 кг [7].

В связи с этим задача по созданию МКА с радиолокатором является одной из самых приоритетных для ракетно-космической промышленности в России на ближайшую и среднесрочную перспективы и направлена на решение следующих ключевых проблем:

- отсутствие в составе спутниковой группировки России КА ДЗЗ с радиолокаторами высокого разрешения;
- ограничение доступа к данным ДЗЗ зарубежных космических систем, что влечет за собой сложности в создании сервисов и услуг на основе такой информации.

Литература

- [1] Верба В.С., Неронский Л.Б., Осипов И.Г., Турук В.Э. Радиолокационные системы землеобзора космического базирования. Москва, Радиотехника, 2010, 680 с.
- [2] Гарбук С.В., Гершензон В.Е. Космические системы дистанционного зондирования Земли. Москва, А и Б, 1997, 296 с.
- [3] Голов Н.А., Корянов В.В., Усачев В.А., Топорков А.Г. Перспективные технологии создания космического комплекса радиолокационного зондирования Земли на базе малых космических аппаратов и ракет-носителей легкого класса. Инженерный журнал: наука и инновации, 2019, № 5, 9 с.
- [4] Занин К.А., Клименко Н.Н. Возможности космических систем радиолокационного наблюдения по периодичности наблюдения объектов и районов. Воздушно-космическая сфера (Aerospace Sphere Journal), 2020, № 4, с. 82–93.
- [5] Earth observation missions — eoPortal website. Available at: [https:// www.eoportal.org/](https://www.eoportal.org/) (accessed November 23, 2022).
- [6] Орбитальные группировки. Государственная корпорация по космической деятельности «Роскосмос». URL: [https:// www.roscosmos.ru/21922/](https://www.roscosmos.ru/21922/) (дата обращения 23.11.2022).
- [7] ICEYE: Satellite Missions. Available at: <https://www.iceye.com/satellite-missions> (accessed November 23, 2022).

УДК 532.5.031

Механический аналог колебаний жидкости в условиях, близких к невесомости

Юй Чжаокай

yuzhaokai933@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Темнов Александр Николаевич

antt45@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Разработан алгоритм определения параметров механического аналога малых колебаний жидкости в условиях микрогравитации на основе метода конечных элементов. В данной работе предложен маятник со спиральной пружиной для моделирования колебаний жидкости. Маятник моделирует воздействие массовой силы, а воздействие силы поверхностного натяжения учитывается спиральной пружиной. Из решения задачи о колебаниях капиллярной жидкости выведены выражения параметров механического аналога. При этом дана количественная оценка влияния числа Бонда и объема заполнения сосуда жидкостью на значения параметров механического аналога. Из результатов следует, что с повышением числа Бонда масса колеблющейся жидкости и собственные частоты увеличиваются, а жесткость спиральной пружины и длина маятника уменьшаются.

Ключевые слова: микрогравитация, механический аналог, торовые баки, поверхностное натяжение, метод конечных элементов

В современных ракетах и космических аппаратах содержатся баки, заполненные значительной частью жидкого топлива. Например, масса жидкого топлива составляет около 90 % стартовой массы ракеты-носителя, а для космических аппаратов — 50 %. Динамические эффекты плескания топлива в ракетах при больших эффективных силах тяготения и их влияние на устойчивость полета подробно изучены в монографиях [1, 2]. В настоящее время в связи с созданием орбитальных станций и разгонных блоков важную роль приобретает проблема плескания топлива в условиях микрогравитации ($g = 10^{-6} - 10^{-4} g_0$, где $g_0 = 9,81 \text{ м/сек}^2$), когда существенно проявляется влияние силы поверхностного натяжения [3, 4].

Так как в процессе плескания жидкости ее центр массы совершает колебательное движение, при моделировании колебаний всей жидкости в полости обычно используются механические модели в виде маятников или осцилляторов типа масса–пружина. Можно строго показать, что такие механические модели обеспечивают точное воспроизведение сил и моментов, возникающих в результате движения идеальной жидкости. В статье [5] предложены маятниковые модели для волновых движений тяжелой жидкости в сосудах произвольной формы. Используя полученные результаты в статье [6], для моделирования малых колебаний капиллярной жидкости предложены маятники со спиральной пружиной и разработан алгоритм определения параметров механического аналога на основе метода конечных элементов.

В постановке задачи о колебаниях жидкости в слабых гравитационных полях капиллярная специфика проявляется в выражении потенциальной энергии жидкости. В ней есть слагаемые, связанные с поверхностным натяжением на свободной поверхно-

сти и на линии трехфазного контакта. Запишем уравнения движения капиллярной жидкости и маятниковой модели со спиральной пружиной относительно обобщенных координат $u_x(t)$, $\vartheta_y(t)$ и $s_n(t)$. Уравнения движения капиллярной жидкости отличаются от уравнений движения тяжелой жидкости выражением собственных частот, учитывающих воздействие поверхностного натяжения. В дальнейшем определим параметры механического аналога из равенства по силе, моменту, кинетической энергии, собственным частотам жидкости и аналога. Для малых колебаний капиллярной жидкости в круговом цилиндре с углом смачивания $\alpha_0 = 90^\circ$ масса маятника m_n , длина стержня l_n и жесткость спиральной пружины c_n имеют аналитические выражения. Выражения m_n и l_n совпадают с полученными результатами К.С. Колесникова [2] при больших силах тяготения. Физический смысл слагаемого жесткости спиральной пружины c_n заключается в том, что данное выражение означает поверхностную энергию свободной поверхности жидкости.

В данной работе только исследованы асимметричные колебания, т. е. число волн в окружном направлении равно единице: $m = 1$. В этом случае возникает переменное результирующее давление на сосуд в поперечном направлении. С уменьшением числа Бонда B_0 масса колеблющейся жидкости основного тона m_1 уменьшается, а длина стержня l_1 и жесткость спиральной пружины c_1 увеличиваются. Так как с уменьшением числа Бонда B_0 равновесная свободная поверхность жидкости более искривлена и больше жидкости смачивается на твердой стенке сосуда, меньше жидкости колеблется.

Литература

- [1] Микишев Г.Н. Экспериментальные методы в динамике космических аппаратов. Москва, Машиностроение, 1978, 247 с.
- [2] Колесников К.С. Динамика ракет. Москва, Машиностроение, 2003, 520 с.
- [3] Мышкис А.Д., Бабский В.Г., Жуков М.Ю., Копачевский Н.Д., Слобожанин Л.А., Тюпцов А.Д. Методы решения задачи гидромеханики для условий невесомости. Киев, Наукова Думка, 1992, 592 с.
- [4] Dodge F.T. The new “Dynamic behavior of liquids in moving containers”. NASA SP-106, 2000, 202 p.
- [5] Li Q., Ma X., Wang T. Equivalent mechanical modal for liquid sloshing during draining. Acta Astronautica, 2011, vol. 68, iss. 1–2, pp. 91–100. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2010.06.052>
- [6] Юй Ч. Волновые движения жидкого топлива в тороидальных сосудах с учетом капиллярного эффекта. Вестник Томского государственного университета. Математика и механика, 2022, № 78, с. 151–165. DOI: <https://doi.org/10.17223/19988621/78/12>

УДК 621.763+621.74.04

Применение МІМ-технологии в производстве фасонных деталей из порошков титана и титановых сплавов в аэрокосмической промышленности

Кротов Дмитрий Михайлович

89031772075@mail.ru

Резник Сергей Васильевич

sreznik@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Рассмотрена возможность применения МІМ-технологии (технологии инжекционно-го литья деталей на основе металлопорошковых композиций) в качестве способа изготовления точных деталей из металлопорошковых композиций в аэрокосмической промышленности. В связи с быстрым развитием авиационной промышленности в последние годы потребление титана в авиационной промышленности будет увеличиваться. С глобальной точки зрения, авиационная отрасль играет решающую роль на рынке титана, и исторически сложилось так, что большой цикл титановой промышленности тесно связан с холодом и теплом авиационной промышленности.

Ключевые слова: МІМ-технологии, титановые сплавы, аэрокосмическая промышленность, металлопорошковые композиции, инжекционное литье деталей, микроструктура, конструкционный материал

Титан — один из самых распространенных элементов в земной коре. Уникальный комплекс свойств титановых сплавов, сочетающих малую плотность, высокую прочность, коррозионную и термическую стойкость, определил области его применения. Титановые сплавы широко применяются в авиационной и ракетно-космической технике, судостроении, химическом и энергетическом машиностроении, медицине. Они перспективны в автомобилестроении. Особый интерес представляет использование титановых сплавов в точном приборостроении, где требуется сочетание высокой удельной прочности и инертности при взаимодействии с материалами иной химической природы при действии значительных нагрузок.

Из титановых сплавов могут быть изготовлены детали широкой номенклатуры: крупногабаритные поковки, штамповки, катаные и кованные плиты, а также полуфабрикаты мелкого сечения, такие как прутки, листовой прокат для силовых конструкций, в том числе длительно работающих при температурах до 350 °С. Наибольшее распространение получили технологии штамповки и сварки оболочек из титановых сплавов при изготовлении корпусов летательных аппаратов, подводных лодок, шарбаллонов высокого давления. В точном приборостроении детали из титановых сплавов выполняют, главным образом, методами механической обработки с низкими показателями использования материала и большой трудоемкостью. Поэтому разработку новых энергоэффективных и высокопроизводительных технологий производства деталей точного приборостроения из титановых сплавов смело можно отнести к числу приоритетных задач технологического развития.

Среди прогрессивных способов получения металлических деталей сложной формы с высоким коэффициентом использования материала выделяются технологии переработки порошковых смесей. Сравнительно недавно, наряду с уже хорошо освоен-

ными технологиями спекания, получили развитие технологии литья под давлением металлополимерных смесей. За рубежом подобная технология получила наименование Metal Injection Molding (MIM).

Суть технологии заключается в приготовлении металлополимерной смеси, формования из нее заготовки детали путем консолидации смеси под действием умеренной силовой нагрузки, удаление органического связующего и спекание заготовки. Достоинствами метода является не только высокая производительность и высокая размерная точность, но и возможность производства деталей сложной формы с малыми потерями металла и регулируемым качеством поверхности.

Вместе с тем в нашей стране технологии литья под давлением металлополимерных смесей пока освоены лишь для ограниченного набора металлов (стали и медные сплавы). Номенклатура порошковых материалов отечественного производства весьма узкая, а их поставки из-за рубежа затруднительны или вообще невозможны. Отечественные технологические регламенты и стандарты для данной технологии находятся в стадии разработки. В силу ограниченной информации нет оснований для прямого переноса зарубежного опыта на выполнение технологических экспериментов с литьем титано-полимерных порошковых смесей. Таким образом, налицо все признаки актуальности темы диссертационной работы, результаты которой могут обеспечить заметный прогресс в совершенствовании производства ответственных деталей точного приборостроения.

В 1950-х годах в США впервые был разработан титановый сплав Ti-13V-11Cr-3Al в скоростных самолетах ДРЛО, благодаря чему этот легкий, высокопрочный, термообработываемый сплав использовался для полетов. В 1960-х годах титановый сплав широко использовался в невоенных авиационных двигателях и широкофюзеляжных реактивных самолетах, таких как Boeing 747. В 1970-е годы применение титановых сплавов в авиационной промышленности составляло около 80% всего рынка титановых сплавов в США. В других развитых странах, таких как Европа, Россия и Япония, Титан и титановые сплавы, применяемые на самолетах, значительно возросли. Титан — еще один новый легкий конструкционный материал, применяемый в аэрокосмической и авиационной области после стального и алюминиевого сплава, и его уровень применения стал важным показателем для измерения передового уровня выбора авиационного материала [1].

Титановый сплав является одним из важных конструкционных материалов корпуса и рамы самолета. Как вид материала для снижения веса, титановый сплав, используемый в коммерческих и военных самолетах, неуклонно растет в последние 50 лет, и использование титанового сплава на военных самолетах достигло около 30...40 % [2]. Соединенные Штаты-первая страна, которая успешно применила конструкторские критерии безопасности повреждений и устойчивости к повреждениям к современным истребителям. Истребитель F-22 использует большое количество титанового сплава с устойчивостью к повреждениям и его большие интегральные компоненты для удовлетворения конструктивных требований высокой потери веса и длительного срока службы. Количество титанового сплава в гражданских самолетах также может составлять около 10...15 % от его общего использования, среди которых планер Boeing 787 достигает 15 %, что устанавливает самый высокий рекорд титанового сплава, используемого в планере. Фюзеляж современных самолетов, гидравлические трубы, шасси, оконные рамы кабины пилотов, обшивка, крепежные элементы, двери, конструкция крыла, лопасти вентилятора, лопасти компрессора и другие детали в основном изготавливаются из титанового сплава.

Титановый сплав является основным авиационным материалом газотурбинного двигателя, на долю которого приходится около 30% конструкционного качества современного турбореактивного двигателя. Титановый сплав для конструкции двигателя может еще больше снизить качество лопатки компрессора и лопатки вентилятора, продлить срок службы деталей и цикл ремонта, чтобы обеспечить безопасность и устойчивость самолета. Лопатки компрессора и компрессорный комплект являются самыми ранними деталями двигателя из титанового сплава, современные реактивные двигатели с большими передними лопатками вентилятора и спиннингом также изготавливаются из титанового сплава, эти детали требуют материалов в условиях высокой температуры (300...600 °С), обладают высокой удельной прочностью, высокой термостойкостью на ползучесть, усталостной прочностью, прочностью на разрыв и стабильностью [3].

С улучшением тяговооруженности авиационного двигателя, повышением температуры выхода компрессора высокого давления, приводящим к повышению температуры лопатки и диска, твердым раствором упрочняющего титанового сплава самая высокая рабочая температура повышается с 350 до 600 °С. Альфа-Бета титановые сплавы Ti-6Al-4V основной материал под 400 °С для лопастей вентилятора и компрессора, лопастей уровня [4]. В настоящее время лопасти вентилятора и другие детали реактивных двигателей в основном изготавливаются из новых оболочек из титанового сплава. Например, обложка из титанового сплава, используемая на передней части и наконечнике лопастей вентилятора двигателя 747-8GENX, была заменена только три раза за 10 лет, доказывая, что лопасти вентилятора из титанового сплава выдержали строгие испытания на самолете Boeing 777 [5].

Титан и его сплавы нашли большой и разнообразный рынок в аэрокосмической промышленности, такой как коммерческие и военные самолеты, космические приложения, ракеты и различные подсистемы, такие как двигатели и аксессуары. Lkalloy имеет большой ассортимент материалов, готовых к немедленной поставке в аэрокосмическую промышленность. Мы даже создали коллекцию других аэрокосмических марок из нержавеющей стали, никеля и сплавов на основе меди, чтобы удовлетворить потребности более требовательных к безопасности критически важных компонентов [6].

Литература

- [1] Технологии проектированияковки из титановых сплавов деталей летательных аппаратов. URL: https://www.kobelco.co.jp/english/ktr/pdf/ktr_33/044-049.pdf (дата обращения 12.12.2022).
- [2] Авиастроение остается первым и основным потребителем титана. URL: <http://www.vsmo.ru/en/pages/aviastroenie> (дата обращения 12.12.2022).
- [3] Титановые сплавы в авиационной промышленности. URL: <https://lkalloy.com/application-of-titanium-alloy-in-aviation-industry/> (дата обращения 12.12.2022).
- [4] Virdhian S., Osada T., Kang H.G., Tsumori F., Miura H. Evaluation and analysis of distortion of complex shaped Ti-6Al-4V compacts by metal injection molding process, Key Eng. Mater, 2012, vol. 520, pp. 187–194.
- [5] Ebel T. Metal injection molding (MIM) of titanium and titanium alloys Heaney D.F. (ed.). Handbook of Metal Injection Molding. Cambridge, Woodhead Publishing Limited, 2012, pp. 415–445.
- [6] Роль титана в авиастроении. Электронный ресурс. URL: <https://www.coursera.org/lecture/aerospace-materials/3-1the-role-of-titanium-in-the-aircraft-industry-0Jo6B> (дата обращения 12.12.2022).

УДК 629.783

Оценка эффективности применения активной системы терморегулирования рефлектора крупногабаритной спутниковой антенны

Ажевский Ярослав Анатольевич

МГТУ им. Н.Э. Баумана

azhevsky.yaroslav@mail.ru

Просунцов Павел Викторович

МГТУ им. Н.Э. Баумана

pavel.prosuntsov@mail.ru

Сформулирована концепция термостабильного радиолокатора. Выполнена оценка эффективности применения углеродных нагревательных элементов ленточного типа для регулирования теплового состояния рефлектора радиолокатора космического базирования. Проведено моделирование радиационно-кондуктивного теплообмена конструкции рефлектора при его полете на низкой околоземной орбите. Выбраны настройки управления углеродными нагревательными элементами в процессе полета по орбите, проведена оценка температурного состояния рефлектора и показана связь с уровнем термических деформаций.

Ключевые слова: радиолокатор космического назначения, радиолокационная съемка, ПИД-регуляторы, орбитальный нагрев, углеродный нагреватель, активная система терморегулирования, композиционные материалы

Технологии дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) из космоса — важный и незаменимый инструмент изучения и своевременного контроля наиболее важных территорий нашей страны. Изображения со спутников ДЗЗ, находят применение в самых разных отраслях — сельском хозяйстве, лесоводстве, геологических и гидрологических исследованиях, охране окружающей среды, в образовательных и научных целях [1].

Технологии космического мониторинга не стоят на месте и следующим шагом развития аппаратов ДЗЗ космического базирования является переход на миллиметровый диапазон длин волн (частотный диапазон 45...75 ГГц). Данное решение, в перспективе, позволит значительно улучшить качество получаемой информации. Перспективными являются крупногабаритные радиолокационные комплексы с зеркальным рефлектором, апертура которого превышает 3 м. Однако проектирование подобной конструкции является сложной наукоемкой задачей требующей разработки новых подходов и методик. Высокая частота работы антенно-фидерного устройства значительно повышает требования к уровню конструктивного совершенства радиолокаторов космического базирования. Допустимое отклонение поверхности рефлектора от расчетной формы не должно превышать $\Delta = \Lambda/16$ (Λ — рабочая длина радиоволны радиолокационной антенны). Таким образом, для корректной работы радиолокационной станции необходимо, в зависимости от выбранной рабочей частоты, обеспечить сохранение стабильности размеров отражающей поверхности рефлекторов радиолокационных антенн на уровне 0,5 мм. Известно, что наибольшую проблему при создании рефлекторов зеркальных космических антенн составляют термические деформации, возникающие по причине неоднородного освещения Солнцем в процессе орбитального полета [2–4].

Для решения поставленной задачи, была разработана концепция термостабильного радиолокатора с активной системой терморегулирования (АСТР), которая позволит уменьшить перепад температур на поверхности антенного зеркала до необходимых значений. В данной работе рассматривается полет низкоорбитального спутника космического базирования с установленным на корпусе антенным устройством. Для проверки работоспособности АСТР все проектные решения апробируются на «демонстраторе технологий», который представляет собой масштабно уменьшенную (М1:2) модель рассматриваемого рефлектора.

Масштабная модель представляет собой зеркальный композитный рефлектор параболического типа с геометрическими размерами $1,5 \times 2,5$ м, в котором сохранены все характерные особенности полноразмерного термостабильного рефлектора:

- отражающая поверхность рефлектора тонкостенная, выполненная из углепластика с квазиизотропной схемой армирования [0/90/45/–45];
- конструкция тонкостенного зеркала усиливается пространственным оребрением, выполненным в виде сэндвич-панели с сердечником из конструкционного ПВХ пенопласта и внешней обшивки из углепластика;
- на тыльной поверхности рефлектора размещается активная система терморегулирования (АСТР), состоящая из набора нагревательных элементов и датчиков температуры, а также программы управления нагревательным элементом;
- для повышения эффективности работы АСТР она дополняется теплоизоляционным слоем из экранно-вакуумной теплоизоляции (ЭВТИ), размещенным на тыльной стороне рефлектора.

Для оценки эффективности применения АСТР было проведено численное моделирование радиационно-кондуктивного теплообмена в условиях открытого космоса. Результаты моделирования показали, что применение АСТР позволяет уменьшить перепад температуры на поверхности рефлектора с 102 до 32 К, а также уменьшить уровень термических перемещений поверхности рефлектора с 1,78 до 0,41 мм.

Литература

- [1] Верба В.С., Неронский Л.Б., Осипов И.Г., Турук В.Э. Радиолокационные системы землеобзора космического базирования. Москва, Радиотехника, 2010, 680 с.
- [2] Резник С.В., Просунцов П.В., Новиков А.Д. Перспективы повышения размерной стабильности и весовой эффективности рефлекторов зеркальных космических антенн из композиционных материалов. Известия высших учебных заведений, 2018, т. 694, № 1, с. 71–83.
- [3] Биткина Е.В., Денисов А.В., Биткин В.Е. Конструктивно-технологические методы создания размеростабильных космических композитных конструкций интегрального типа. Известия Самарского научного центра РАН, 2012, т. 14, № 4–2, с. 555–560.
- [4] Резник С.В., Просунцов П.В., Азаров А.В. Обоснование конструктивно-компоновочной схемы рефлектора зеркальной космической антенны с высокой стабильностью формы и малой погонной плотностью. Инженерно-физический журнал, 2015, т. 88, № 3, с. 674–680.

УДК 629.7.024

Разработка конструктивной схемы шпангоутов хвостовой части фюзеляжа легкого самолета

Тун Лин Хтет

МГТУ им. Н.Э. Баумана

tunlinhtet64509@gmail.com

Просунцов Павел Викторович

МГТУ им. Н.Э. Баумана

pavel.prosuntsov@mail.ru

Рассмотрены вопросы создания конструктивной схемы силового набора легкого самолета, которая разработана с использованием комбинации методов параметрической и топологической оптимизации. Представлены различные варианты технологии изготовления и способа крепления вертикальной и круговой части шпангоутов, в частности клеевое и болтовое соединение. Численное моделирование проводилось методом конечных элементов в программном пакете ANSYS Workbench. На основе проведенных исследований выбрана оптимальная конструктивная схема силового набора фюзеляжа.

Ключевые слова: фюзеляж, композиционные материалы, силовые элементы, болтовое соединение, клеевое соединение, топологическая оптимизация, параметрическая оптимизация

Использование композиционных материалов в конструкциях летательных аппаратов постепенно расширяется с 1970-х годов [1]. Природа самих композиционных материалов и производственных процессов, используемых для их изготовления, способствует комплексному, междисциплинарному подходу к разработке конструкций. На сегодняшний день основными преимуществами композиционных материалов по сравнению с металлами являются относительно низкая плотность, высокая устойчивость к коррозии и высокие удельные характеристики прочности и жесткости.

В связи с тем, что композиционные материалы обладают высокой и при этом регулируемой анизотропией своих характеристик, то существующие методы [2] проектирования, традиционно используемые при создании конструкций из металлических материалов, могут быть использованы не в полной мере. Поэтому в настоящее время разрабатываются новые методики проектирования летательных аппаратов, которые учитывают все особенности композиционных материалов.

В настоящей работе в качестве объекта исследования рассматриваются силовые шпангоуты хвостовой части фюзеляжа легкого самолета DA-62, который представляет собой двухдвигательный моноплан с низкорасположенным свободонесущим крылом и T-образным хвостовым оперением. Фюзеляж самолета DA-62 представляет собой монокок и состоит из обшивки и четырех кольцевых шпангоутов, выполненных из углепластика [3].

Процесс проектирования конструкций из композиционных материалов является итеративным, и в этом процессе на каждом этапе выбирается наилучший вариант на основе результатов, полученных на предыдущих этапах. Конечной целью проектирования является выбор используемых композиционных материалов, технологии изготовления, схемы укладки и ориентации слоев, а также геометрических параметров

конструкции. В данной работе предложена междисциплинарная методика выбора рациональных параметров композитных силовых элементов фюзеляжа, которая включает в себя пять этапов.

Первый этап методики заключается в моделировании конструкции силового набора хвостовой части фюзеляжа и определении нагрузок, действующих на силовой набор при маневрировании самолета в вертикальной и горизонтальной плоскостях. Второй этап методики включает в себя определение расположения и формы шпангоутов с применением комбинации методов параметрической и топологической оптимизации. Такой подход позволяет получить точное и достаточное решение за существенно меньше времени без рационального затрата решительных ресурсов. В связи с тем, что для композиционных материалов отсутствуют справочные данные об их характеристиках при различных схемах армирования [4], то для проведения напряженно-деформированного состояния силовых элементов фюзеляжа на третьем этапе проводится расчетно-теоретическое и экспериментальное определение физико-механических характеристик используемых материалов. Выбор оптимальных схем укладки слоев многослойных силовых шпангоутов осуществляется на основе параметрической оптимизации на четвертом этапе [5].

Заключительным этапом методики, которому и посвящена данная работа, является разработка конструктивной схемы оптимизированного варианта силового набора и проведение поверочного расчета полученной конструкции.

В результате использования первых четырех этапов методики выбрана оптимальная конструктивная силовая схема шпангоутов, при которой все шпангоуты кроме первого, состоят из двух частей: круговой и вертикальной. При этом после оптимизации схемы укладки слоев композиционных материалов круговая и вертикальная части этих трех шпангоутов имеют разные схемы армирования. Следовательно, необходимо разработать схему крепления вертикальной и круговой частей, которая обеспечивает допустимый уровень напряжения в слоях композиционных материалов обоих элементов, обладает минимальным весом и гарантирует надежность.

Чаще всего для соединения композитных частей конструкции используется либо клеевое, либо болтовое соединения. Болтовые соединения имеют как ряд преимуществ, так и ряд недостатков по сравнению с клеевыми соединениями, такими как: при соединении составных деталей требуется сверление отверстий в композитных элементах, что приводит к концентрации напряжений и в итоге повышает вероятность разрушения, тогда как клеевые соединения делают не требуют сверления отверстий, они позволяют распределить нагрузку на большую площадь, чем болтовые соединения [2]. Также при использовании болтовых соединений требуется применение металлических закладных элементов, что также увеличивает вес конструкции. Однако болтовые соединения менее чувствительны к воздействию окружающей среды, а также накоплен большой опыт их использования.

Разработана конструктивная схема сборных силовых шпангоутов силового набора фюзеляжа, основанная на использовании болтового соединения с закладными элементами. Было проведено параметрическое исследование влияния диаметра и количества крепежных элементов на прочность и вес конструкции силовых элементов.

В данной работе проведено сравнение напряженно-деформированного состояния силовых элементов фюзеляжа при использовании болтового и клеевого соединения. В результате была выбрана оптимальная конструктивная схема силовых шпангоутов с точки зрения веса и уровня напряжения в слоях композиционных материалов.

Литература

- [1] Макеев Д.А., Келарев В.И. Применение композитных материалов в авиастроении. Достижения науки и образования, 2020, № 17 (71), с. 29–31.
- [2] Zagainov G.I., Lozino-Lozinsky G.E. Composite Materials in Aerospace Design. Springer-Science+Business Media, B.V., 1996, 460 p.
- [3] Самолет DA-62. URL: <https://www.diamondaircraft.com/en/privateowners/aircraft/da62/overview/> (дата обращения 15.11.2022).
- [4] Агеева Т.Г., Ашихмина Е.Р., Просунцов П.В. Оптимизация структуры гибридного композиционного материала для обшивки крыла многоразового космического аппарата туристического класса. Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение, 2018, № 1, с. 4–19. DOI: <https://doi.org/10.18698/0236-3941-2018-1-4-19>
- [5] Тун Лин Хтет, Просунцов П.В. Методика проектирования композитного силового набора хвостовой части фюзеляжа. 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. 1, с. 153–156.

УДК 629.78

Разработка установки концентрированного радиационного нагрева для испытаний высокотемпературных композиционных материалов

Худорожко Михаил Викторович

khudorozhkomv@student.bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Просунцов Павел Викторович

pavel.prosuntsov@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Предложен вариант установки радиационного нагрева, работающей по принципу концентрации излучения от большого количества (до 200) серийных шаровых галогенных ламп. В качестве источника излучения предложено использовать серийно выпускаемые галогенные лампы фирмы OSRAM с штатным отражателем. Показано, что установка на таких лампах из-за малого фокусного расстояния не способна создать уровень теплового потока на поверхности образца диаметром 75 мм более $4 \cdot 10^5 \text{ Вт/м}^2$. С целью повышения уровня падающего потока излучения рассмотрен вариант установки с отражателями с увеличенным фокусным расстоянием.

Ключевые слова: высокотемпературная керамика, обратная задача, галогенная лампа, стенд радиационного нагрева, источник концентрированного излучения, эллиптический отражатель, моделирование радиационного теплообмена

В настоящее время разрабатываются перспективные изделия авиационной и ракетно-космической техники элементы которых подвергаются воздействию высокоскоростного потока воздуха, под действием которого их поверхность нагревается до температур, превышающих 2000 К [1]. Для создания наиболее теплонагруженных элементов конструкции данных летательных аппаратов используют высокотемпературные композиционные материалы (англ. УНТС) [2]. Создание подобного рода конструкций невозможно без проведения масштабной экспериментальной отработки, для которой требуется наличие соответствующей технической и испытательной базы. На сегодняшний день для испытания образцов и элементов конструкций из керамических материалов используется достаточно широкий спектр установок газодинамического и радиационного нагрева. Наибольшее распространение получили установки радиационного нагрева на основе трубчатых галогенных ламп. Так, в [3] представлен проект установки радиационного нагрева, которая позволяет достигать уровня рабочих температур на поверхности образца в 2000 К. При этом работа галогенных ламп обеспечивается их обдувом потоком сжатого воздуха [4]. Расчеты показывают, что установки этого типа работают практически на пределе своих возможностей поскольку, дальнейшее увеличение мощности приводит к перегреву колб ламп с последующим выходом их из строя.

Дальнейшее повышение рабочей температуры на поверхности испытываемых образцов материалов и элементов может быть достигнуто на основе использования принципа концентрации излучения от большого количества сравнительно маломощных (100-400 Вт) источников излучения. В качестве таких источников предлагается использовать шаровые галогенные лампы OSRAM, например 64635 HLX и 64652 HLX. В связи с невысокой мощностью у данных источников отсутствует проблема перегре-

ва колб, а возможности повышения уровня падающего потока излучения данной установки ограничиваются лишь количеством используемых ламп.

Однако на сегодняшний момент отсутствуют методики как моделирования полей температуры и излучения в рабочих зонах установок подобного типа, так и методики их проектирования. Использование эмпирического подхода к созданию установок может привести к перебору большого количества вариантов при отсутствии гарантии получения оптимального результата. Поэтому предложена методика проектирования установки радиационного нагрева, основанная на решении геометрической обратной задачи. Формулировка обратной задачи предусматривает минимизацию квадратичного функционала невязки заданных и расчетных значений величин падающего потока излучения на поверхности объекта испытаний.

С использованием данной методики был разработан проект установки радиационного нагрева, в которой используется 25 ламп OSRAM 64635 HLX с мощностью 150 Вт каждая. При этом предполагалось использовать данные лампы с их штатными отражателями, фокусное расстояние которого составляет всего 21 мм. Было показано, что использование данных ламп со штатными отражателями позволяет достичь уровня падающего потока излучения не выше $4 \cdot 10^5$ Вт/м².

Повышение уровня потока, падающего на объект излучения, может быть достигнуто при использовании ламп увеличенной до 250 Вт мощности совместно с использованием параболических или эллиптических отражателей с фокусным расстоянием до 2500 мм. Показано, что в этом случае уровень падающего потока излучения на поверхности объекта испытаний может достигать $\cdot 10^7$ Вт/м², что позволяет производить нагрев до уровня температур в 2100 К.

Таким образом показана теоретическая возможность создания установки концентрированного радиационного нагрева для испытаний высокотемпературных композиционных материалов, с уровнем температуры до 2100 К.

Литература

- [1] Суздальцев Е.И. Керамические радиопрозрачные материалы: вчера, сегодня, завтра. Новые огнеупоры, 2014, № 10, с. 130–133.
- [2] Justin J.-F., Julian-Jankowiak A., Guérineau V., Mathivet V., Debarre A. Ultra-high temperature ceramics developments for hypersonic applications. CEAS Aeronautical Journal, 2020, vol. 11, pp. 651–664.
- [3] Балджиев Р.С., Просунцов П.В., Резник С.В. Разработка стендов радиационного нагрева для испытания образцов керамических материалов с уровнем температур до 2000 К. Ключевые тренды в композитах: наука и технологии: сб. матер. Междунар. науч.-практ. конф. Москва, Диона, 2018, с. 68–73.
- [4] Елисеев В.Н. Анализ технических возможностей создания высокоэффективных установок радиационного нагрева для тепловых испытаний объектов аэрокосмической техники. Вестник Московского государственного технического университета им. Н.Э. Баумана. Машиностроение, 2011, № 1 (82), с. 57–70.

УДК 629.7:620.22:536.2

Влияние погрешности термопарных измерений на точность определения коэффициента теплопроводности высокотемпературной керамики

Денисов Олег Валерьевич

denisov.sm13@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Никонова Виктория Дмитриевна

vichka.nikonova@bk.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Просунцов Павел Викторович

pavel.prosuntsov@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Денисова Лилиана Валентиновна

u.pasika@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Исследовано влияние методических погрешностей измерения температуры контактными датчиками на результат решения обратной задачи теплопроводности. Выявлены закономерности влияния размера горячего спая, места расположения термопары в пазах образца, метода оптимизации и количества используемых датчиков температуры на точность определения коэффициента теплопроводности высокотемпературной керамики. Даны рекомендации по установке термопар и выбору метода оптимизации при решении обратной задачи теплопроводности.

Ключевые слова: термопара, методическая погрешность, тепловые испытания, высокотемпературная керамика, измерения температуры

В настоящее время в авиа- и ракетостроении требуются новые материалы, которые должны работать при интенсивных динамических нагрузках и высокой температуре до 2000 К [1]. Поэтому становится перспективным применение высокотемпературной керамики на основе нитрида кремния Si_3N_4 , которая обладает уникальным сочетанием радиофизических, прочностных, химических и термических свойств.

При создании теплонагруженных конструкций большое значение имеют тепловые испытания. Они служат для определения теплофизических характеристик материала и проверки работоспособности конструкции. В процессе испытаний температура контролируется термоэлектрическими преобразователями (термопарами), закрепленными внутри экспериментальных образцов.

К настоящему времени апробирована методика тепловых испытаний кварцевой керамики при интенсивном радиационном нагреве до 1500 К с помощью вольфрамовых галогенных ламп. Методика предусматривает измерение температуры образцов с помощью термопар типа ХА диаметром 0,2 мм, которые имеют стабильные характеристики и невысокую стоимость.

Для проведения тепловых испытаний образцов высокотемпературной керамики в МГТУ им. Н.Э. Баумана разработан стенд радиационного нагрева, который позволяет увеличить рабочую температуру до 2000 К за счет активного охлаждения галогенных ламп потоком сжатого воздуха [2].

Однако методика измерений температуры образцов нитридной керамики еще недостаточно отработана. Это связано с тем, что из-за высоких теплопроводящих свойств нитридной керамики (примерно на порядок выше, чем у кварцевой керамики) еще недостаточно изучены закономерности тепловых процессов в системе «датчик температуры — образец» при нагреве высокоинтенсивным тепловым потоком. Кроме того, при измерении температуры до 2000 К необходимы дорогостоящие платино-родиевые термопары диаметром 0,1 мм.

При измерении температуры неизбежно возникает методическая погрешность, связанная с искажением температурного поля в месте установки датчика, что может существенно понизить точность определения теплофизических характеристик материала образца на основе решения обратных задач теплопроводности (ОЗТ) [3–5].

В зависимости от способа закрепления термопар внутри образца из высокотеплопроводной керамики методическая погрешность измерения температуры может изменяться в широких пределах. Например, при расположении платино-родиевых термопар диаметром 0,1 мм в центре прямоугольного паза со стороной 0,2 мм или в углу V-образного паза погрешность не будет превышать 2 К, а при касании образца в одной точке прямоугольного паза или для термопар с корольком 0,2 мм — более 20 К [6].

Для корректной обработки экспериментальных данных тепловых испытаний образцов высокотемпературной керамики необходима информация о том, как погрешность термопарных измерений влияет на точность определения коэффициента теплопроводности материала.

Численный эксперимент проводился с помощью программы решения ОЗТ, разработанной в МГТУ им. Н.Э. Баумана. Геометрические размеры образца и координаты трех термопар принимались такие же, как в [6, 7]. Полагалось, что на фронтальной и тыльной поверхностях образца заданы граничные условия 1-го рода. Из решения прямой задачи определялись температурные зависимости от времени в точках установки термопар. Эти термограммы корректировались с учетом методических погрешностей, полученных в [6, 7], и использовались в качестве исходных данных для решения ОЗТ.

Моделирование показало, что наличие методической погрешности измерения температуры может заметно влиять на точность определения коэффициента теплопроводности высокотемпературной керамики. Например, когда термопары расположены в прямоугольных пазах и касаются образца в одной точке, различие искомых значений коэффициента теплопроводности при решении ОЗТ на точных исходных данных и с учетом погрешностей, в начальный момент времени может составлять более 33 %.

В случае, когда термопары расположены в V-образных пазах и касаются образца в трех точках, решение ОЗТ на точных исходных данных и с учетом погрешностей отличается всего на 0,3 %.

Для дополнительной оценки точности определения коэффициента теплопроводности высокотемпературной керамики была решена обратная задача на основе показаний только одной термопары. Погрешность увеличилась до 5,6%. При использовании двух термопар значение погрешности уменьшается до 0,7 %.

Проводилось сравнение результатов решения при использовании различных методов оптимизации. Так установлено, что при использовании метода Левенберга — Марквардта суммарное время решения ОЗТ снижается в 7,5 раз, по сравнению с методом SNOPT.

Литература

- [1] Суздальцев Е.И. Керамические радиопрозрачные материалы: вчера, сегодня, завтра. Новые огнеупоры, 2014, № 10, с. 130–133. DOI: <https://doi.org/10.17073/1683-4518-2014-10-5-18>
- [2] Балджиев Р.С., Просунцов П.В., Резник С.В. и др. Разработка стендов радиационного нагрева для испытания образцов керамических материалов с уровнем температур до 2000 К. Междунар. науч.-практ. конф. «Ключевые тренды в композитах: наука и технологии». Москва, Диона, 2019, с. 68–73.
- [3] Ярышев Н.А. Теоретические основы измерения нестационарной температуры. Ленинград, Энергоатомиздат, 1990, 256 с.
- [4] Alifanov O.M., Jarny Y., Prosuntsov P.V., Ivanov G.A. Complex identification of thermophysical properties of anisotropic composite material. Proceed. of the 5th International Conference on Inverse Problems in Engineering: Theory and Practice, Cambridge, UK, 11–15th July 2005. Available at: https://www.researchgate.net/publication/228427535_Complex_identification_of_thermophysical_properties_of_anisotropic_composite_material (accessed November 5, 2022).
- [5] Анучин С.А., Ланин А.В., Просунцов П.В. и др. /Влияние способа заделки поверхностных термопар на погрешность определения температуры при испытаниях керамических материалов на установках радиационного нагрева. Инженерно-физический журнал, 2018, т. 91, № 3, с. 628–636.
- [6] Никонова В.Д., Денисов О.В., Денисова Л.В. Оценка методической погрешности измерения температуры внутри образцов высокотемпературной керамики. XIV Всерос. конф. молодых ученых и специалистов «Будущее машиностроения России». В 2 т. Москва, изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2021, т. 1, с. 283–289.
- [7] Никонова В.Д., Юлдашев З.Н., Денисов О.В., Денисова Л.В. Анализ погрешности измерения температуры образцов высокотемпературной керамики при различных способах заделки термопар. Инженерный журнал: наука и инновации, 2021, № 12 (120). DOI: <https://doi.org/10.18698/2308-6033-2021-12-2141>

УДК 629.7:620.22:536.2

Расчетно-экспериментальное определение коэффициента теплопроводности в окружном направлении элементов стержневых космических конструкций из композиционных материалов

Денисов Олег Валерьевич

denisov.sm13@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Ван Цзян

wj15811372205@163.com

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Денисова Лилиана Валентиновна

u.pasika@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Предложена новая методика определения коэффициента теплопроводности композиционного материала непосредственно на натурных образцах с криволинейной поверхностью. Методика основана на методе контактного нагрева с помощью углеродной ленты и апробирована на цилиндрическом стержне из углепластика. Методика предусматривает измерение температурных полей непосредственно на элементах натурных стержневых космических конструкций из композиционных материалов и последующую обработку экспериментальных данных при помощи программы решения коэффициентной обратной задачи теплопроводности в экстремальной постановке.

Ключевые слова: коэффициент теплопроводности, термопара, стержневая космическая конструкция, углепластик, измерение температуры

Стержневые конструкции из полимерных композиционных материалов (КМ) нашли широкое применение в космической технике. Они являются неотъемлемой частью рефлекторов разворачиваемых спутниковых антенн, солнечных парусов и телескопов, силовых платформ, узлов креплений прецизионных приборов, манипуляторов и т. д. [1–3]. Силовые элементы в виде полых стержней должны обеспечить стабильность формы и размеров космических конструкций в условиях периодического одностороннего нагрева от Солнца и Земли. Например, эксплуатационные перемещения трубы каркаса радиотелескопа «Астрон» не должны превышать 180 мкм, а штанги поворотного устройства спутника «Кондор» длиной 2,5 м — 195 мкм [4, 5].

Высокие требования к размерной стабильности силовых космических конструкций невозможно обеспечить без современных методов численного моделирования в пакете прикладных программ. Слабое звено теоретических расчетов – достоверные исходные данные по коэффициенту теплопроводности в направлении максимальных температурных перепадов. Ввиду малой термической толщины композитных элементов стержневых космических конструкций перепады температур в радиальном направлении малы и роль теплопроводности в их формировании невелика. При неравномерном нагреве поверхности температурные перепады значительно сильнее зависят от коэффициента теплопроводности в продольном и окружном направлениях.

Современные методы и средства определения коэффициента теплопроводности ориентированы на использование стандартных малоразмерных образцов в виде круглой или прямоугольной пластины [6]. Изготовление таких образцов из стержневых элементов приведет к нарушению структуры или разрушению композиционного материала.

В МГТУ им. Н.Э. Баумана разработаны методики определения коэффициента теплопроводности в направлении продольной оси (в плоскости армирования) тонкостенных или сплошных стержней из КМ на установках контактного нагрева [7].

В настоящей работе предложена методика определения коэффициента теплопроводности КМ в окружном направлении полого стержня из КМ, основанная на методе контактного нагрева. Методика позволяет восполнять недостающие данные о коэффициенте теплопроводности в окружном направлении стержней из КМ с использованием результатов обработки экспериментальных данных, полученных при испытаниях элементов натурных космических конструкций в виде длинных полых стержней, на основе решения обратной задачи теплопроводности. В качестве экспериментальных образцов могут использоваться тонкостенные стержни с $l/d > 10$, $d/\delta > 10$, $l = 200...400$ мм, $\delta = 0,5...5$ мм, где l , d , δ — соответственно, продольный, поперечный размеры и толщина стержня.

Образец представлял собой цилиндрический стержень из углепластика диаметром $d = 28$ мм, длиной $l = 300$ мм и толщиной стенки $\delta = 1$ мм. Для обеспечения электроизоляции вдоль продольной оси стержня наклеивалось два слоя полиимидного термостойкого скотча шириной 15 мм, между которыми устанавливалась термопара типа ХА диаметром 0,2 мм. Спай термопары располагался на расстоянии, равноудаленном от торцов стержня. В качестве нагревательного элемента использовалась углеродная лента ЛТ-2-22 производства компании «М-Карбо» шириной 15 мм и удельным сопротивлением 21,33 Ом. Лента крепилась поверх полиимидного скотча с помощью силикатного клея.

Для измерения температуры в окружном направлении стержня устанавливались три термопары типа ХА с диаметром спая 0,2 мм с координатами 35° , 90° и 180° от вертикальной оси симметрии образца. Термоэлектроды выводились вдоль продольной оси стержня и выводились на устройство сопряжения для автоматической регистрации данных эксперимента ТРМ-138. Использовался источник питания НУ3000-2 с возможностью регулировки выходного напряжения и тока.

Для уменьшения влияния естественной конвекции образец устанавливался в камере спокойного воздуха в горизонтальном положении таким образом, что нагреватель находился сверху стержня. Датчики опрашивались с частотой 1 с. Время нагрева составляло от 600 до 900 с.

Обработка экспериментальных данных проводилась с помощью решения коэффициентной обратной задачи теплопроводности (ОЗТ) в экстремальной постановке. Считалось, что контакт между углеродной лентой и поверхностью образца идеальный. На поверхности контакта между нагревателем и образцом задавалось граничное условие 1-го рода, при этом использовалось экспериментально измеренное значение температуры нагревателя T_n . Принималось, что на наружной поверхности и во внутренней полости стержня развивалась естественная конвекция с коэффициентом теплоотдачи α_f и температурой окружающей среды T_f . Также учитывался отвод теплоты излучением с поверхности образца.

Постановка ОЗТ предусматривала определение коэффициента теплопроводности материала, доставляющего минимум функционалу невязки экспериментальных и рас-

четных значений температур в соответствующих точках образца. Практическая реализация алгоритма минимизации функционала реализована в программе COMSOL Multiphysics. Коэффициенты теплоотдачи на наружной поверхности и во внутренней полости стержня вычислялись автоматически с помощью критериальных зависимостей, заложенных в специальном модуле программы COMSOL Multiphysics.

Литература

- [1] Материалы и покрытия в экстремальных условиях. Взгляд в будущее. В 3 т. Т. 1. Прогнозирование и анализ экстремальных воздействий. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2002, 224 с.
- [2] Zhang Y., Yang G., Li N. et al. Dynamic analysis of the deployment for mesh reflector deployable antennas with the cable-net structure. *Acta Astronautica*, 2017, vol. 131, pp. 182–189. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2016.11.038>
- [3] Liu Y., Zhang S., Gao Y. A high-temperature stable antenna array for satellite navigation system. *IEEE Antennas & Wireless Propagation Letters*, 2017, vol. 16 (99), pp. 1397–1400. DOI: <https://doi.org/10.1109/LAWP.2016.2639068>
- [4] Комиссар О.Н., Буш А.В., Зиновьев П.А., Смердов А.А. Методика проектирования формостабильных композитных трубчатых элементов. *Ракетно-космическая техника: фундаментальные и прикладные проблемы. Тр. II Междунар. науч. конф. В 2 т. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана. 2004, т. 1, с. 55–69.*
- [5] Romashin A.G., Komissar O.N., Zinoviev P.A., Smerdov A.A. Dimensionally stable carbon fibre reinforced plastic tubes for space constructions. Theory and production. Proc. 19-th int. SAMPE Europe Conference of the Society for the Advancement of Material and Process Engineering. Paris, La Defense, France, 1998, pp. 529–539.
- [6] NETZSCH. Available at: <http://www.netzsch-thermal-analysis.com/ru/produkty-reshenija/temperaturoprovodnost-i-teploprovodnost.html> (accessed November 5, 2022)/
- [7] Резник С.В., Просунцов П.В., Денисов О.В., Петров Н.М., Шуляковский А.В., Денисова Л.В. Расчетно-экспериментальное определение теплопроводности углепластика в плоскости армирования на основе бесконтактного измерения температуры. *Тепловые процессы в технике*, 2016, т. 8, № 12, с. 557–563.

УДК 629.765

Малый многофункциональный ракетный комплекс

Подгорная Владислава Игоревна

vladislava.podgornaya.02@mail.ru

БГТУ «Военмех» им. Д.Ф. Устинова

Карасев Богдан Сергеевич

bodyaasssssa@gmail.com

БГТУ «Военмех» им. Д.Ф. Устинова

Бобров Денис Александрович

bobr14341@mail.ru

БГТУ «Военмех» им. Д.Ф. Устинова

Расчупкина Татьяна Вячеславовна

lityri.tatyana@mail.ru

БГТУ «Военмех» им. Д.Ф. Устинова

Разработана сверхлегкая метеорологическая ракета-носитель, которая является уникальным комплексом способным доставлять полезную нагрузку и проводить измерение атмосферы на высоте 2000 метров. Описана конструкция и ее особенности, имеющие ряд преимуществ, которые позволяют многократно использовать ракету и быстро исправлять нештатные ситуации. На основе проведенных испытаний выбраны наиболее качественные материалы и применены методы, обеспечивающие уменьшение массы некоторых деталей.

Ключевые слова: ракета-носитель, полезная нагрузка, блочно-модульная конструкция, оптимизация

В наше время остро стоит вопрос обеспечения экологической безопасности. Предприятия химической промышленности в ходе производства используют опасные вещества, часть из них является летучей. Из-за этого метеорологические станции на земле могут слишком поздно зафиксировать выброс химикатов, что приведет к трагическим последствиям. Для фиксирования таких выбросов необходимо регулярно проводить вертикальное зондирование. В данный момент не существует устройств для выполнения этой задачи. Для вертикального зондирования разработан малый многофункциональный ракетный комплекс, состоящий из ракеты-носителя, модуля полезной нагрузки, стартового стола и наземной станции.

Преимуществами этого комплекса является многофункциональность, модульность, надежность, возможность многократного использования. Модульность дает возможность, варьировать целевое назначение комплекса, позволяя выполнять широкий круг задач. В составе модуля полезной нагрузки может быть измерительное оборудование для замеров таких параметров, как радиоактивный фон, температура, влажность, давление, концентрация опасных веществ и твердых частиц.

Ключевым достоинством является многообразие. Благодаря ей возможно использование многофункционального ракетного комплекса неограниченного количества раз для постоянного атмосферного зондирования.

Характеристики ракеты-носителя [1]:

- длина: 1375 мм;
- ширина: 356 мм;
- диаметр мидела: 110 мм;

- масса полезной нагрузки: до 1 кг;
- внутренний объем, предназначенный для полезной нагрузки: 2 л;
- максимальная скорость полета: 290 м/с;
- максимальная высота: 2550 м;
- время достижения апогея: 24 с;
- взлетная масса: 6 кг.

Главное преимущество разрабатываемой ракеты-носителя — модульность. Благодаря ей возможна быстрая замена любых компонентов в случае их выхода из строя.

При изготовлении ракеты-носителя используются композитные и аддитивные технологии для создания максимально прочной и легкой конструкции. Такие блоки как корпус бортовой электроники, головной обтекатель, каркас стабилизаторов предполагается изготовить методом аддитивных технологий.

Внешняя конструкция ракеты состоит из головного обтекателя, корпуса и стабилизаторов. Для обеспечения радиопрозрачности и требуемых прочностных характеристик корпус будет изготовлен из стеклопластика. Ранее корпус ракеты был изготовлен из композитного материала — карбона, который при испытаниях показал себя прочным, однако из-за высокой цены и радионепрозрачности был заменен.

Конструкция стабилизаторов ракеты-носителя представляет собой каркасную основу, покрытую слоем стеклопластика для обеспечения минимальной массы и удовлетворения требованиям балансировки ракеты-носителя.

Внутренняя часть ракеты-носителя — единый модуль, состоящий из полезной нагрузки, отсека бортовой электроники и систем спасения ракеты-носителя и полезной нагрузки. Компоновка элементов блока была продумана для максимальной эффективности. На самом верху располагается основной парашют ракеты-носителя. Следом идет парашют полезной нагрузки, полезная нагрузка, пыж, стакан для вышибного заряда и бортовая электроника.

Нижняя часть ракеты имеет пустое пространство. Оно обусловлено необходимостью достижения достаточной стабильности ракеты-носителя.

В качестве двигательной установки для запуска ракеты-носителя используется твердотопливный двигатель РДК-2000 [2], который закрепляется при помощи болта М10 в упор двигателя, а нижним креплением выступает решетчатый обтекатель. Для центрирования расположения двигателя используются специальные кольца. Чтобы дополнительно уменьшить массу ракеты, было решено изменить конструкцию упора под двигатель методом топологической оптимизации в программе Solidworks [3, 4]. При работе с данным методом, конструкция приобрела нестандартный вид, который производится с помощью аддитивных технологий.

Литература

- [1] Мальцева О.А., Юденков В.Э., Голованских О.И. Проектирование сверхлегкой ракеты-носителя измерительного оборудования «РН-Д1». XLVII Гагаринские чтения – 2021. Междунар. молодежной науч. конф.: сб. тез. Москва, Перо, 2021, с. 617–618.
- [2] Real Rockets. URL: <http://real-rockets.ru/> (дата обращения 24.11.2022).
- [3] Алямовский А.А. SolidWorks Simulation. Как решать практические задачи. Санкт-Петербург, БХВ-Петербург, 2012, 448 с.
- [4] Фетисов К.В., Максимов П.В. Проблемы использования топологической оптимизации при проектировании облегченных изделий аэрокосмической отрасли и возможные пути их решения. Математическое моделирование в естественных науках, 2017, т. 1, с. 112–116.

УДК 62-4

Выбор полимерного композиционного материала для проектирования летательных аппаратов аэрокосмического назначения с использованием программы конечно-элементного анализа

Васильев Руслан Эдуардович

ruslanvasilyev2000@gmail.com

БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова

Маштаков Андрей Павлович

mashtakovap@gmail.com

БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова

Мелихов Кирилл Владиславович

melikhov_kv@voenmeh.ru

БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова

Рассмотрены виды, строения и области применения разнообразных полимерно-композиционных материалов. В ходе выполнения данной работы определены физико-механические свойства полимерно-композиционного материала и определена основная структура гетерогенного материала. Результатом данной работы является сравнение, анализ и выбор оптимального из определенных ранее полимерных композиционных материалов (определение его физико-механических свойств и структуры связующего и наполнителя) в программном комплексе конечно-элементного анализа для обеспечения прочностных характеристик материала при проектировании летательных аппаратов аэрокосмического назначения.

Ключевые слова: полимерно-композиционный материал, композит, летательные аппараты, физико-механические свойства, конечно-элементный анализ, параметры напряженно-деформированного состояния

Возможности применения композитов очень широки, благодаря многообразию и неисчерпаемой вариабельностью компонентов, входящих в его состав, и их модификациям.

Композиты эффективно конкурируют с такими конструкционными материалами, как алюминий, титан, сталь. К отраслям, активно использующим композиционные материалы, относятся авиация, космонавтика, наземный транспорт, химическое машиностроение, медицина, спорт, туризм, образование. Композиты используются для производства автомобилей, объектов железнодорожного транспорта, самолетов, ракет, судов, яхт, подводных лодок, емкостей для хранения различного рода жидкостей, трубопроводов, стволов артиллерийских орудий [1].

Полимерные композиционные материалы обладают неоспоримыми достоинствами по сравнению с обычными гомогенными полимерами:

- повышенная жесткость и прочность,
- повышенная ударная вязкость и сопротивление разрушению,
- повышенная теплостойкость,
- пониженная газо- и паропроницаемость,
- регулируемые электрические свойства.

Принимая во внимание особенности эксплуатации летательных аппаратов аэрокосмического назначения возникает необходимость в разработке полимерно-композиционного материала для:

- уменьшения массогабаритных характеристик летательных аппаратов аэрокосмического назначения,

- проектирования летательных аппаратов аэрокосмического назначения многоразового характера,
- уменьшения трудоемкости производства летательных аппаратов аэрокосмического назначения.

Для разработки полимерно-композиционного материала необходимо провести анализ заданных условий нагружения и определить способ конструирования композита. Для определения физико-механических свойств (твердость, предел текучести, предел прочности, относительное удлинение) используются представления и формулы, взятые из механики композиционных материалов.

После определения необходимых физико-механических характеристик осуществляется выбор компонентов и их соотношение в общей структуре (геометрия элементов наполнения, соотношение механических характеристик, объемное соотношение, взаимодействие в межфазной зоне).

Следующим шагом является выбор схемы армирования (однонаправленная, ортотропная, пространственная, комбинированная).

Заключительным этапом разработки композита является определение геометрических характеристик составных элементов полимерного композиционного материала (формы и соотношение размеров).

Результатом подбора компонентов является такое соотношение механических характеристик, чтобы их адгезионное взаимодействие наполнителя было больше когезии связующего. Это означает то, что оба компонента работают совместно вплоть до разрушения (идеальное упругое поведение материала наполнителя и связующего).

При рассмотрении видов, строения и области применения разнообразных полимерных композиционных материалов [2–4] были выбраны несколько объектов исследования, которые обладают необходимыми физико-механическими свойствами для обеспечения основных характеристик прочности — материалы для проектирования летательных аппаратов аэрокосмического назначения.

С использованием программы конечно-элементного анализа были проведены расчеты, которые позволяют вычислить эффективные (макроскопические) характеристики для выбранных ранее полимерных композиционных материалов по заданным характеристикам их компонентов [5].

Следующим шагом является моделирование упрощенного контура летательного аппарата с полученным им эффективными характеристиками материалы и расчет параметров напряженно-деформированного состояния данного объекта.

Результатом данной работы является сравнение, анализ и выбор оптимального из определенных ранее полимерных композиционных материалов (определение его физико-механических свойств и структуры связующего и наполнителя) в программном комплексе конечно-элементного анализа для обеспечения прочностных характеристик материала при проектировании летательных аппаратов аэрокосмического назначения.

Литература

- [1] Бондалетова Л.И., Бондалетов В.Г. Полимерные композиционные материалы. Томск, Изд-во Томского политехнического университета, 2013, с. 5–7.
- [2] Альперин В.И., Корольков Н.В., Мотавкин А.В., Рогинский С.Л., Телешов В.А. Конструкционные стеклопластики. Москва, Химия, 1979, 360 с.
- [3] Баженов С.Л. Механика и технология композиционных материалов. Долгопрудный, Изд. дом «Интеллект», 2014, 328 с.
- [4] Проничев Д.В., Трудов А.Ф., Фетисов А.В., Слаутин О.В. Композиционные материалы в машиностроении. Волгоград, ВолгГТУ, 2015, 100 с.
- [5] Берлин А.А. Полимерные композиционные материалы. Свойства Структура. Технологии. Санкт-Петербург, Профессия, 2009, 560 с.

УДК 629.7

Разработка методики испытания образцов пленочных материалов

Абрамова Елизавета Николаевна

abramova_en@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Разработана методика испытаний образцов пленочных материалов, предназначенных для создания оболочки надувного тормозного устройства. Для проведения испытаний выбраны полиэтилентерефталатная и полиимидная пленка с алюминиевой металлизацией и без нее. Рассмотрены непрерывные образцы пленок, их клеевые и сварочные соединения. Получены физико-механические и оптические характеристики образцов пленок и их соединений. Определен наиболее подходящий материал и способ соединения.

Ключевые слова: надувное тормозное устройство, полимерные материалы, испытания, космический мусор

Количество объектов в околоземном пространстве ежегодно увеличивается [1]. При этом не все из них являются действующими космическими аппаратами (КА), поскольку выработавшие ресурс аппараты долгое время продолжают двигаться по орбите, являясь космическим мусором. Существует множество проектов по борьбе с космическим мусором, часть из них предусматривает создание КА, целью которого будет сбор и уничтожение существующих объектов, другие заключаются в оснащении КА устройством, которое позволит сократить время нахождения КА на орбите после окончания срока его службы. Один из перспективных способов борьбы с увеличением числа объектов космического мусора — утилизация отработавших КА с помощью надувного тормозного устройства (НТУ) [2]. Основной частью НТУ является выполненная из пленки оболочка, которая вакуумируется, складывается в контейнер, а в момент, когда спутник заканчивает свою работу, надувается, увеличивая площадь поперечного сечения и вызывая снижение орбиты вплоть до уничтожения в плотных слоях атмосферы.

Пленочные материалы часто используются в ракетно-космической технике для создания легких и компактных конструкций. Выделяется ряд пленок, обладающих необходимыми для работы в условиях космического пространства свойствами — термостойкостью, прочностью, радиационной стойкостью и др. Выбор пленки и покрытия зависит от конкретной конструкции и условий эксплуатации [3].

Оболочка должна сохранять свою целостность до момента разрушения в плотных слоях атмосферы, поэтому при выборе материала необходимо определить температурное состояние оболочки. Нагрев на низких околоземных орбитах складывается из излучения от Солнца, Земли и кинетического нагрева за счет столкновения с молекулами воздуха. На начальном этапе спуска вклад кинетического нагрева мал, но с уменьшением высоты орбиты растет. Для определения температурного состояния оболочки важным является определение поглощательной, излучательной и пропускательной способностей материала [4]. Данные коэффициенты были получены для полиимидной (ПИ) и полиэтилентерефталатной (ПЭТФ) пленок, металлизированных алюминием и без покрытия. Методика испытаний с использованием метода инфракрасной спектроскопии позволила определить характеристики для разных длин волн излучения.

В процессе создания оболочки сферической формы возникает необходимость соединения материала. Одними из наиболее распространенных способов соединения пленок являются склеивание [5] и ультразвуковая сварка [6]. Оба способа могут производиться при расположении пленки внахлест или с использованием дублирующей подложки.

Пленки и склеиваемые образцы испытываются до разрушения с возрастанием нагрева, в результате определяется зависимость предела прочности от температуры. Диапазон температур выбран в соответствии с результатами моделирования нагрева при движении в свободномолекулярном режиме. Разработанная методика испытаний позволяет выбрать наиболее подходящий способ соединения пленок. Помимо прочности соединений учитывалась масса и стоимость окончательной конструкции.

Литература

- [1] ESA'S annual space environment report. ESA Space Debris Office, 2021, 106 p.
- [2] Крестина А.В., Ткаченко И.С., Волгин С.С., Иванушкин М.А. Устройство аэродинамической системы увода малого космического аппарата с орбиты. Инженерный журнал: наука и инновации, 2022. № 1 (121), 15 с.
- [3] Абрамова Е.Н., Резник С.В. Температурное состояние аэродинамического тормозного устройства малых космических аппаратов. Проблемы управления и моделирования в сложных системах: тр. XXI Междунар. конф. В 2 т. Самара, ООО «Офорт», 2019, т. 1, с. 177–180.
- [4] Денисова Л.В., Калинин Д.Ю., Резник С.В. Теоретические и экспериментальные исследования тепловых режимов сетчатых рефлекторов космических антенн. Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Машиностроение, 2011, № 1, с. 92–105.
- [5] Гладких С.Н., Дворецкий А.Э., Вялов А.И. Новые клеи разработки ОАО «Композит» для изделий ракетно-космической техники. Новости материаловедения. Наука и техника, 2016, № 2 (20), с. 50–56.
- [6] Волков С.С., Неровный В.М., Бигус Г.А. Ультразвуковая сварка полимерных пленок. Пластические массы, 2019. № 11-12, с. 59–62.

УДК 519.6

Гибридные алгоритмы коррекции конечно-элементной модели ракеты пакетной схемы

Шкапов Павел Михайлович

spm2@bk.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Сулимов Валерий Дмитриевич

euler8@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Сулимов Андрей Валерьевич

avsu7@mail.ru

Филиал МГУ имени М.В. Ломоносова в г. Севастополе

Современные технологии разработки аэрокосмических систем основаны на применении методов математического моделирования, реализуемых на специализированных платформах. Подход предъявляет высокие требования к характеристикам аналитических моделей систем. Рассмотрены методы коррекции моделей систем по регистрируемым экспериментальным данным. Сформулированы обратные задачи коррекции моделей в скалярной и векторной постановках. Критериальные функции предполагаются многомерными, многоэкстремальными, не всюду дифференцируемыми. Предложено семейство гибридных алгоритмов решения регуляризованных обратных задач. Приведены численные примеры коррекции конечно-элементной модели ракеты пакетной схемы компоновки.

Ключевые слова: ракета пакетной схемы, конечно-элементная модель, коррекция параметров, обратная задача, измеренные данные, метод регуляризации, глобальная оптимизация, гибридный алгоритм

В современных условиях при разработке и исследовании сложных аэрокосмических систем используются генераторы конечно-элементных моделей [1, 2]. Накопленный опыт показывает, что прямое моделирование не обеспечивает требуемое качество характеристик моделей. Существенные несоответствия могут быть обусловлены упрощениями, вносимыми при моделировании сложных систем. Актуальным является подход с использованием экспериментальных данных [3, 4]. Соответствующие задачи коррекции конечно-элементных моделей систем по измеряемым данным относятся к классу некорректно поставленных, что требует применения методов регуляризации [5, 6]. При этом вследствие неполноты измеряемых модальных данных и возможного наличия кратных собственных частот критериальные функции обратных задач являются многоэкстремальными и не всюду дифференцируемыми. Следовательно, для решения обратных задач коррекции моделей требуется применение эффективных методов глобальной недифференцируемой оптимизации [7, 8]. Возможен подход к решению обратных задач с использованием глубоких нейронных сетей [9]. Перспективными являются гибридные методы глобальной оптимизации [10]. Обратные задачи коррекции моделей могут быть сформулированы как в скалярной, так и в векторной постановке. Примером служит векторная задача с двумя критериальными функциями: невязкой по собственным частотам и невязкой по модальной энергии деформаций [11]. Решение векторных обратных задач с частными многоэкстремальными критериями предполагает применение специальных алгоритмов [12]. Сове-

менный гибридный алгоритм глобальной оптимизации, интегрирующий стохастический кратный алгоритм столкновения частиц (с выборкой на основе вращений) RBSM-PCA и детерминированный метод (без использования производных) Хука — Дживса, приведен в [13]. Далее представлено семейство актуальных гибридных алгоритмов для решение регуляризованных обратных задач коррекции конечно-элементных моделей систем.

Гибридные алгоритмы решения обратных задач в скалярной постановке структурно объединяют стохастический кратный алгоритм столкновения частиц (с построением квазиоппозиций) QOM-PCA [14] сканирования пространства переменных и детерминированный метод локального поиска. Первый гибридный алгоритм QOM-PCANH интегрирует стохастический алгоритм QOM-PCA (процедура сканирования) и метод Хука — Дживса (локальный поиск). Второй гибридный алгоритм QOM-PCALMSI интегрирует стохастический алгоритм QOM-PCA и метод линеаризации LMSI с построением сглаживающих аппроксимаций и итерационным уточнением (локальный поиск) [15]. Третий гибридный алгоритм RBSM-PCALMSI построен на объединении стохастического алгоритма RBSM-PCA и метода LMSI. Четвертый гибридный алгоритм VQOM-PCANH представляет версию алгоритма QOM-PCANH, ориентированную на решение обратной задачи коррекции моделей в векторной (многокритериальной) постановке с многоэкстремальными частными критериями.

Приведены численные примеры коррекции конечно-элементной модели ракеты пакетной схемы по измеряемым модальным данным. Предполагается, что экспериментальное определение собственных форм колебаний объекта не обеспечивает требуемой точности. Регистрируемые модальные данные представлены ограниченным собственным спектром объекта, соответствующим низшим собственным частотам. Входная информация моделируется решением обобщенной задачи на собственные значения (прямой задачи) для объекта при некоторых фиксированных значениях коэффициентов жесткости узлов межблочных связей. Предполагается также, что относительная погрешность входных данных не превышает 0,1 %, шумы отсутствуют. Численное решение обратной задачи коррекции конечно-элементной модели получено с использованием гибридного алгоритма QOM-PCANH. В результате проведено уточнение значений жесткостных характеристик верхнего и нижнего поясов межблочных связей ракеты пакетной схемы. Точность полученных приближенных решений модельных задач согласована с точностью заданной входной информации.

Литература

- [1] Pulecchi T., Casella F., Lovera M. Object-oriented modelling for spacecraft dynamics: Tools and applications. *Simulation Modelling and Theory*, 2010, vol. 18, no. 1, pp. 63–86.
- [2] Mancini L., Lucchese L., Saltari F., Mastroddi F., Neri A. Surrogate finite-element modelling for launch vehicle multidisciplinary optimization. *AIAA SCITECH 2022 Forum*. January 3–7, 2022. San-Diego, CA&Virtual, 2022. DOI: <https://doi.org/10.2514/2022-2443>
- [3] Cao Z., Fei Q., Jiang D., Kapania R.K., Wu S., Jin H. A sensitivity-based nonlinear finite element model updating method for nonlinear engineering structures. *Applied Mathematical Modelling*, 2021, vol. 100, pp. 632–655.
- [4] Li Y., Tian K., Hao P., Wang Bo., Wu H., Wang B. Finite element model updating for repeated eigenvalue structures via the reduced-order model using incomplete measured modes. *Mechanical Systems and Signal Processing*, 2020, vol. 142, art. 106748, 16 p.

-
- [5] Chen H.-P., Maung T.S. Regularized finite element model updating using measured incomplete modal data. *Journal of Sound and Vibration*, 2014, vol. 333, no. 21, pp. 5566–5582.
 - [6] Bartilson D.T., Jang J., Smyth A.W. Finite element model updating using objective-consistent sensitivity-based parameter clustering and Bayesian regularization. *Mechanical Systems and Signal Processing*, 2019, vol. 114, pp. 328–345.
 - [7] Girardi M., Padovani C., Pellegrini D., Robol L. A finite element updating method based on global optimization. *Mechanical Systems and Signal Processing*, 2021, vol. 152, art. 107372, 20 p.
 - [8] Li D., Zhang J. Finite element model updating through derivative-free optimization algorithm. *Mechanical Systems and Signal Processing*, 2023, vol. 185, art. 109726, 11 p.
 - [9] Li H., Schwab J., Antholzer S., Haltmeier M. NETT: solving inverse problems with deep neural networks. *Inverse Problems*, 2020, vol. 36, no. 6, art. 065005, 23 p.
 - [10] Liu J., Zhang S., Wu C., Liang J., Wang X., Teo K.L. A hybrid approach to constrained global optimization. *Applied Soft Computing*, 2016, vol. 47, pp. 281–294.
 - [11] Jainshi B., Ren W.-X. Finite element model updating based on eigenvalue and strain energy residuals using multiobjective optimization techniques. *Mechanical Systems and Signal Processing*, 2007, vol. 21, pp. 2295–2317.
 - [12] Lovison A., Miettinen K. On the extension of the DIRECT algorithm to multiple objectives. *Journal of Global Optimization*, 2021, vol. 79, no. 2, pp. 387–412.
 - [13] Torres R.H., de Campos Velho H.F. Rotation-based sampling Multi-Particle Collision Algorithm with Hooke–Jeeves. *Proceeding Series of the Brazilian Society of Computational and Applied Mathematics*, 2017, vol. 5, no. 1, art. 01473, 7 p. DOI: <https://doi.org/10.5540/03.2017.005.01.0473>
 - [14] Torres R.H., de Campos Velho H.F., da Luz E.F.P. Enhancement of the multi-particle collision algorithm by mechanisms derived from the opposition-based optimization. *Selecciones Matemáticas*, 2019, vol. 6 (2), pp. 156–177.
 - [15] Шкапов П.М., Сулимов А.В., Сулимов В.Д. Вычислительная диагностика неустойчивых по Якоби динамических систем с использованием гибридных алгоритмов глобальной оптимизации. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Естественные науки*, 2021, № 4 (97), с. 40–56.

Разработка алгоритма создания электронной структуры изделия при проектировании бортовой электронной аппаратуры летательных аппаратов

Кузнецова Елена Станиславовна

АО «НИИ «Субмикрон»

Elle-greentown@mail.ru

Федюнина Елена Алексеевна

АО «НИИ «Субмикрон»

fed.lena10091999@mail.ru

Аксёнов Вадим Алексеевич

АО «НИИ «Субмикрон»

vad.akseonow2011@yandex.ru

Чукин Павел Евгеньевич

АО «НИИ «Субмикрон»

pe-chukin@yandex.ru

Орлов Игорь Алексеевич

АО «НИИ «Субмикрон»

orlov8igor@gmail.com

Авторами обозначена необходимость создания электронной структуры изделия (ЭСИ) при проектировании бортовой электронной аппаратуры для летательных аппаратов. Решена основная задача данной работы — разработан алгоритм создания ЭСИ. Благодаря разработке и внедрению алгоритма создания ЭСИ, возросло качество данных об изделии и уменьшено количество ошибок в процессе закупки. В результате разработки и внедрения алгоритма, сократилось время проектирования и улучшилось качество конструкторской документации.

Ключевые слова: электронная структура изделия, процесс проектирования, улучшение качества КД, конструкторская документация

Введение

С увеличением сложности и количества разработанных устройств возникла проблема доступности данных о изделии на всех этапах жизненного цикла изделия (ЖЦИ). Из-за большого количества изделий, данные не рационально хранить в бумажном виде. Было принято решение о создании информационной системы (ИС) для хранения данных о проектируемых и ранее выпущенных изделиях. Для реализации информационной системы необходимо организовать процесс сбора данных о изделии на всех этапах ЖЦИ начиная с проектирования.

Цель работы — разработать принципы формирования ИС на основе алгоритма создания электронной структуры изделия (ЭСИ) при проектировании бортовой электронной аппаратуры для летательных аппаратов (далее — изделие).

В данной работе был разработан алгоритм и описан процесс создания ЭСИ при проектировании (далее — процесс). Это необходимо, так как процесс, шаги которого не описаны документально, может выполняться не верно [1]. Это приводит к возникновению ошибок, на этапе проектирования изделий, что приводит к потерям на следующих этапах ЖЦИ.

Алгоритм создания ЭСИ

Изначально процесс создания ЭСИ был слабо формализован. Зачастую, ЭСИ создавалась после этапа закладки конструкторской документации (КД) в архив, что ото-

двигало момент начала закупки комплектующих. Более того, создание ЭСИ на завершающем этапе процесса приводит к необходимости многократной актуализации уже созданных ЭСИ в ИС и выпуску извещений об изменении (ИИ). В данном случае работникам приходилось перепроверять и корректировать одну ЭСИ несколько раз, что отражалось на эффективности их работы. Все это негативно влияло на сроки изготовления изделий.

Процесс создания ЭСИ [2] был разбит на 6 этапов: создание нового элемента конструкторско-технологического справочника (КТС), создание схем, создание посадочного места, создание топологии, создание КД, изготовление. Более подробно рассмотрим каждый из них.

Этап создания схем начинается с получения технического задания, после этого создается структурная схема и производится выбор элементной базы. Далее производится проверка элементной базы на наличие в справочнике КТС. Создается рабочая библиотека условно-графического обозначения (УГО) проекта для компонентов, не входящих в схему. На основе элементов из ИС [3] и рабочей библиотеки УГО создается схема. Далее происходит создание ЭСИ в 1С:PLM и выгрузка элементов из схемы. После этого создается ревизия ЭСИ в части ЭРИ, содержимое которой проверяется на возможные сроки закупки и при необходимости может быть отправлено в закупку [4]. Из ЭСИ в 1С:PLM с помощью встроенных функций автоматически создается перечень элементов. После этого моделируются критичные узлы схемы в системе автоматизированного проектирования (САПР). Далее следует разработка комплекта карт для оценки правильности применения электрорадиоизделий (ЭРИ). Создается техническое задание на разработку топологии и происходит ее первичная компоновка. Схема и перечень верифицируются в нормоконтроле и происходит их передача для проектирования топологии. Ответственными за этот этап являются разработчики-схемотехники.

Если ранее было выявлено отсутствие элементов в КТС, то запускается этап введения нового элемента в КТС. Разработчик-схемотехник, которому необходим элемент, сам создает его в справочнике и элемент получает особый статус, который позволяет ему использоваться на этапе разработки. После этого происходит верификация элемента ответственным исполнителем и его проверка на точность заданных данных и полноту параметров. Если все заполнено верно, то производится изменение статуса состояния элемента. После этого создается УГО нового элемента, производится верификация и он записывается в библиотеку САПР. Заполняют Library Ref и Library Patch и производится проверка нового элемента разработчиком-схемотехником инициирующим его создание.

Если отсутствуют необходимые посадочные места для новых элементов, то запускается этап создания посадочного места в САПР. Поле создания оно проходит верификацию и записывается в базу данных (БД) с заполнением полей Footprint Ref и Footprint Patch. Далее происходит обновление файла схемы, учитывая данными о посадочных местах.

Процесс создания топологии начинается с создания библиотеки посадочных мест для компонентов, не входящих в перечень элементов, таких как: перемычки, площадки и др. Разработчик-конструктор проектирует топологию и передает ее на пост топологическое моделирование, а также производит верификацию топологии DRC и сравнение топологии со схемой, после чего она согласуется с разработчиком-схемотехником. Далее топология передается для технологического контроля и создания технологической документации.

Следующим этапом является создание КД. Создается 3D модель изделия и разрабатываются чертежи. На этом этапе, ранее созданная ЭСИ дополняется и создается ревизия.

зия, включающая в себя ЭРИ, механические детали и печатные платы [5], при необходимости ЭСИ может быть отправлена в закупку. Параллельно с этим проводится технологический контроль КД и нормоконтроль КД и ЭСИ. После этого, документация передается в архив организации, а ЭСИ приводится в соответствие с архивной КД и создается ревизия, данные которой могут быть отправлены на окончательную.

Этап изготовления изделия состоит из: технологической подготовки производства, материально-технического обеспечения и изготовления. Этап изготовления начинается с передачи ЭСИ в информационной системе для оповещения производства о готовности КД. После этого технологом производится занесение технологической информации в ИС, где создается технологическая ЭСИ [6]. Далее в соответствии с ЭСИ, полученной из КД и технологической ЭСИ производится комплектование. Поступающие материалы и комплектующие проходят входной контроль, где получают уникальный идентификатор — ярлык входного контроля. После этого происходит процесс изготовления. Используя разработанный алгоритм появляется возможность контролировать каждый этап ЖЦИ от момента получения технического задания до эксплуатации готового изделия. В ИС централизованно хранится информация в полном объеме, разграниченный доступ к которой реализован для сотрудников предприятия.

Таким образом, ЭСИ, постепенно изменяясь службами организации на разных этапах ЖЦИ изделия, генерирует данные, формирующие целевую ИС. Такая ИС обеспечивает структурированное и высоко доступное хранение данных проектируемых и ранее изготовленных изделий. Это позволяет снизить возможность допущения ошибок на этапах закупок и изготовления, повышает качество КД и дает возможность проследить весь путь изделия в организации от ТЗ до момента поставки.

Заключение

В результате работы был разработан алгоритм создания ЭСИ изделия, необходимый при проектировании бортовой электронной аппаратуры для летательных аппаратов. Благодаря разработке алгоритма процесса и его внедрения, уменьшилось количество ошибок на этапе закупок, сократилось время проектирования, улучшилось качество КД за счет проведения дополнительных проверок. Разработанный алгоритм процесса помог сделать более эффективным обучение новых сотрудников. Алгоритм процесса был включен в стандарт организации. Дальнейшее развитие работы будет двигаться в сторону создания ИС по каждому выпускаемому заводскому номеру изделия.

Литература

- [1] Хаммер М., Чампи Дж. Реинжиниринг корпорации: Манифест революции в бизнесе. Москва, Манн, Иванов и Фебер, 2009, 287с.
- [2] Власов А.И., Иванов А.М. Визуальные модели управления качеством на предприятиях электроники. Наука и образование: научное издание МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2011, № 11, с. 34–35.
- [3] Адамов А.П., Адамова А.А., Сенькина М.А., Исмаилова И.Т. Системный анализ в управлении предпринимательскими организациями. Санкт-Петербург, Политехника, 2002, 251 с.
- [4] Бойцов Б.В., Борисов В.Д., Киселев Н.М., Подколзин В.Г. Жизненный цикл и реализация летательного аппарата. Москва, Изд-во МАИ, 2005.
- [5] Маслов Ю.В., Мищенко В.Ю. Быстрое прототипирование и его применение в аэрокосмической отрасли. Атмосферные энергетические установки, 2011, № 1, с. 23–27.
- [6] Кузнецова Е.С., Орлов И.А., Чукин П.Е. Автоматизация процесса создания ведомости материалов изделий специальной техники в 1С:PLM. Информационные технологии в проектировании и производстве, Москва, 2022, № 4 (55), с. 55–59.

УДК 629.76

Проектирование конического сетчатого межступенного отсека и создание его конечно-элементной модели в САПР Femap

Садекова Мария Вячеславовна

mariya.vokhmina@gmail.com

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Представлен порядок вычисления основных проектных параметров межступенного отсека твердотопливной баллистической ракеты средней дальности, выполненного в виде сетчатой конической конструкции из композитных материалов. Рассмотрен алгоритм создания конечно-элементной модели сетчатой конструкции, а также даны рекомендации по реализации основных расчетных случаев для ракетно-космической конструкции в системе FEMAP. Данная методика нацелена на создание модели, которая в силу своей простоты и достоверности может быть применена на этапах проектирования современных ракет-носителей и баллистических ракет.

Ключевые слова: конечно-элементная модель, сетчатая конструкция, FEMAP, межступенной отсек, композитные конструкции

На данный момент в отечественной ракетно-космической отрасли становится все более актуально применение сетчатых конструкций из композитных материалов. Например, в качестве переходного отсека ракеты-носителя Протон-М или несущей платформы для космического аппарата [1]. Основная причина — это значительное повышение весовой эффективности по сравнению с трехслойными или традиционными стрингерными конструкциями. Применение конструкции из композиционных материалов позволяет не только снизить массу, но и увеличить удельную прочность и жесткость. Необходимо учесть, что вышеупомянутые характеристики проявляются в одном направлении — вдоль армирующих волокон. Подобный направленный характер свойств композиционных материалов в полной мере соответствует структуре сетчатой конструкции, основными несущими элементами которой являются ребра, армированные в продольном направлении.

Сетчатая конструкция представляет собой совокупность кольцевых и спиральных ребер, изготовленных из композиционного материала методом автоматической непрерывной намотки, при котором волокна, покрытые полимерным связующим, подаются на вращающуюся оправку и укладываются в канавки на ее поверхности [2]. Канавки формируются в слое эластичного материала, которым покрывается оправка. Данный эластичный материал удаляется после отверждения связующего.

При анализе ранее опубликованных исследований на данную тему выявлено отсутствие простой и достоверной методики нахождения основных проектных параметров для конической сетчатой конструкции, а также доступного алгоритма создания конечно-элементной модели сетчатой конструкции в каком-либо программном комплексе. Создание данного алгоритма, пригодного для быстрых проектных расчетов, является целью данного исследования.

Конструкция межступенного отсека проектируется из условия минимума массы M , зависящей от угла наклона спиральных ребер ϕ , толщины стенки h , δ_c и δ_h ширины спиральных и кольцевых ребер, с учетом осевой сжимающей силы P . Также вводятся

ограничения на разрушение спиральных ребер при сжатии, общую форму потери устойчивости конструкции, местную форму потери устойчивости ребер [3].

Для данной схемы расчетная нагрузка не превосходит пороговое значение, следовательно, применимы следующие соотношения для поиска проектных параметров [4, 5]:

$$h = \sqrt[10]{\frac{3DP^4k^2\rho^3}{256EhEc^3}};$$

$$tg\phi = 1/2; M = \frac{25}{8}DL\rho_h^5\sqrt{\frac{9P^3\rho}{2DkEcE_h^2}},$$

где D — диаметр отсека; L — длина отсека; ρ — отношение плотностей материала спиральных и кольцевых ребер соответственно; E_c и E_h — модуль упругости кольцевых и спиральных ребер соответственно; k — коэффициент, зависящий от взаимного расположения спиральных и кольцевых ребер.

Алгоритм создания конечно-элементной модели межступенного отсека состоит из следующих шагов:

1. Создание геометрии.
2. Задание свойств материала спиральных и кольцевых ребер.
3. Выбор типа конечного элемента, а также задание его размеров.
4. Создание конечно-элементной сетки.
5. Задание граничных условий и нагружения.

Особенность данной модели заключается в том, что основой для ее создания является типовый контур, состоящий из участков кольцевых и спиральных ребер. А полная модель межступенного отсека получается копированием данного типового контура путем вращения относительно оси конического отсека.

Литература

- [1] Васильев В.В., Бунаков В.А. Проектирование сетчатых композитных цилиндрических оболочек, сжатых в осевом направлении. *Механика конструкций из композиционных материалов*, 2000, № 2, с. 68–77.
- [2] Васильев В.В., Грудзин А.Л., Петроковский С.А., Разин А.Ф. Сетчатый композитный отсек для стыковки ракеты-носителя с космическим аппаратом. *Полет*, 1999, № 9, с. 44–47.
- [3] Азаров А.В. Проблема проектирования аэрокосмических сетчатых композитных конструкций. *Известия РАН. Механика твердого тела*, 2018, № 4, с. 85–93.
DOI: <https://doi.org/10.31857/S057232990000700-0>
- [4] Totaro G. Optimal design concepts for flat isogrid and anisogrid lattice panels longitudinally compressed. *Composite Structures*, 2015, vol.129, pp. 101–110.
DOI: <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2015.03.067>
- [5] Belardi V.G., Fanelli P., Vivio F. Structural analysis and optimization of anisogrid composite lattice cylindrical shells. *Compos B Eng*, 2017, vol. 139, pp. 203–215.
DOI: <https://doi.org/10.1016/j.compositesb.2017.11.058>

УДК 629.7.01

Способ обеспечения температурной устойчивости радиотехнических параметров узкополосных антенн космического назначения

Ковалев Максим Владимирович

mvkovalev42@yandex.ru

ПАО «РКК «Энергия»

Максимов Матвей Сергеевич

matekmot@gmail.com

ПАО "РКК "Энергия" ПАО «РКК «Энергия»

Любченко Артем Алексеевич

artemka199@gmail.com

ПАО «РКК «Энергия»

Дробышев Александр Иванович

alexander.drobyshev@rsce.ru

ПАО «РКК «Энергия»

Предложен способ обеспечения стабильности радиотехнических параметров узкополосных антенн при температурном воздействии. Способ основан на применении в конструкции узкополосных антенн неполярных диэлектриков, обладающих свойством снижения диэлектрической проницаемости с ростом температуры. Проведенные расчеты подтверждают, что предложенный способ может быть применен к различным типам узкополосных антенн.

Ключевые слова: узкополосные антенны, неполярный диэлектрик, стабильность радиотехнических параметров, антенны космического назначения

При разработке узкополосных антенн, предназначенных для использования в составе космических аппаратов, в том числе возвращаемых на Землю, необходимо обеспечить устойчивость их механических и радиотехнических параметров к внешним воздействующим факторам. Устойчивость к влиянию механических воздействий, как правило, обеспечивается конструкцией антенн, а устойчивость к воздействию температуры достигается за счет использования теплостойких материалов [1–5]. Снижая влияние температурных факторов, подобные материалы оказывают влияние на радиотехнические параметры антенн, которое может привести к несоответствию изделия требованиям технического задания.

В работе проведен анализ влияния температурных воздействий на радиотехнические характеристики антенн, по результатам которого выявлено, что при нагревании и охлаждении наблюдается смещение частотной зависимости коэффициента стоячей волны. Определено, что причинами выявленного эффекта являются:

- температурная деформация материалов;
- изменение диэлектрической проницаемости диэлектриков, используемых в конструкции.

Проведены исследования влияния температурных воздействий на характеристики диэлектриков, наиболее часто применяемых в конструкциях антенн и устройствах СВЧ-систем связи космических аппаратов. По результатам исследования определены материалы, обладающие свойствами неполярных диэлектриков. На основании полученных данных предложен способ компенсации температурных воздействий на ра-

диотехнические характеристики, за счет введения в их конструкцию неполярного диэлектрика. С целью проверки предложенного способа, в САПР для электродинамического моделирования проведены расчеты, имитирующие тепловое воздействие на антенны. Из результатов расчетов следует, что применение неполярных диэлектриков ведет к снижению влияния температуры на радиотехнические параметры антенн, поскольку направление смещения рабочей полосы частот, в результате изменения диэлектрической проницаемости, противоположно смещению рабочей полосы частот, вызванному температурной деформацией антенн и изменением диэлектрической проницаемости прочих диэлектриков, используемых в конструкции антенн.

Литература

- [1] Тареев Б.М. Физика диэлектрических материалов. Москва, Энергоиздат, 1982, 320 с.
- [2] Агеева Н.Д., Винаковская Н.Г., Лифанов В.Н. Электротехническое материаловедение. Владивосток, Изд-во ДВГТУ, 2006, 76 с.
- [3] Рез И.С., Поплавко Ю.М. Диэлектрики. Основные свойства и применения в электронике. Москва, Радио и связь, 1989, 288 с.
- [4] Ковалев П.Г., Хлиян М.Д. Физика (молекулярная физика, электродинамика). Ростов н/Д, Изд-во Ростовского университета, 1975, 264 с.
- [5] Сканапи Г.И. Релаксационная диэлектрическая поляризация и внутреннее поле в твердых диэлектриках. Известия ТПУ, 1956, № 91, с. 219–238.
URL: <https://cyberleninka.ru/article/n/relaksatsionnaya-dielektricheskaya-polyarizatsiya-i-vnutrennee-pole-v-tverdyh-dielektrikah> (дата обращения 09.11.2022).

УДК 629.78

Проект образовательного наноспутника для исследования технологий оптической связи

Ломака Игорь Андреевич
Самарский университет

igorlomaka63@gmail.com

Бергер де Соуза Тирза Охана
Самарский университет

ohanabergerr@gmail.com

Предложен проект образовательного наноспутника формата CubeSat, на борту которого установлена полезная нагрузка, состоящая из мощных светодиодов для передачи информации оптическим методом. Исследована возможность наблюдения наноспутника с поверхности Земли при высоте орбиты порядка 400 км. Передача информации осуществляется на основе международной азбуки Морзе. Приводятся результаты проектных расчетов полезной нагрузки наноспутника, а также компоновка. Конструкция наноспутника основана на совокупности бортовых систем, разработанных в Самарском университете. Создан программный комплекс для моделирования видимости НС в зависимости от параметров орбиты и координат наблюдателя, а также для прогноза сеансов оптической связи НС. Предложен облик образовательного НС, оснащенного светодиодами. Практическая реализуемость проекта подтверждена результатами расчетов. Результаты проекта могут быть использованы в качестве международной образовательной программы, с помощью которой студенты смогут принять участие в реальной космической миссии, от определения ее требований до получения и обработки данных.

Ключевые слова: наноспутник, светодиоды, оптическая связь, звездная величина, азбука Морзе, наземное наблюдение

С момента своего появления в 1999 годы наноспутники (НС) формата CubeSat прошли путь от студенческих проектов до комплексных космических аппаратов (КА), позволяющих выполнять актуальные космические миссии (метеорология [1], связь [2], тестирование и демонстрация технологий [3], дистанционное зондирование Земли [4]). Именно такие преимущества НС как короткое время разработки, малые габариты и масса, разнообразие предлагаемых услуг и низкая стоимость, привлекли внимание многих секторов экономики. Сегодня количество НС формата CubeSat, вращающихся вокруг Земли на низких околоземных орбитах постоянно увеличивается [5].

Большое количество НС, обычно используют радилюбительские КВ и УКВ диапазоны радиочастот с узкой полосой пропускания. Это привлекает внимание к таким проблемам, как случайные помехи между наземной станцией и НС [5]. Отказ системы радиосвязи является причиной 15 % отказов НС [6]. Это подчеркивает важность разработки дополнительных каналов связи.

В 1967 году впервые была показана возможность оптической передачи информации с наземной станции на КА [7]. После этого, область оптической связи широко развивалась, хотя в основном ориентирована на использование лазеров для передачи информации. Лазеры имеют высокую стоимость, сложность, хрупкость и могут тре-

бовать специальное лицензирование [8]. Также существуют альтернативные методы связи, например, светодиоды. Преимущества светодиодов перед лазерами для передачи информации уже были отмечены в различных исследованиях [9], но их использование на борту НС в основном было предназначено для использования в системе управления и ориентации, ранней идентификации НС при групповом запуске и оптического отслеживания [9].

Данная работа представляет проект SAMSat-Led, или SLED — НС формата Cubesat, оснащенный светодиодами для дальнейшего развития этой технологии и ее применения в качестве резервного подхода к спутниковой связи для передачи информации наземному сегменту. Предлагаемый проект нацелен на образовательное приложение, в рамках которого студенты из разных стран будут участвовать в реальной космической миссии, от концепции до обработки данных, и смогут передавать сообщения друг другу через НС.

На основе полученных результатов была построена связь между видимой звездной величиной и параметрами светодиода для высоты орбиты, равной 400 км. Согласно данной зависимости, потребный световой поток составил 12000 лм. Таким характеристикам удовлетворяет светодиод производства OSRAM модель LE CG P2AQ [10], параметры которого позволяют его существования при космическом полете.

Было проведено моделирование орбитального движения НС относительно земного наблюдателя, и создан программный комплекс (ПК) для прогноза сеансов оптической связи в зависимости от географических координат наблюдателя. По результатам расчетов, на широте города Самара SLED будет виден с помощью телескопа 13 раз за трое суток, а в двух сеансах НС можно будет наблюдать невооруженным глазом. Среднее время наблюдения НС составляет примерно 8 минут. В течение этого времени наземная станция может передать на борт спутника программу мигания светодиодов.

Основным параметром, влияющим на передачу информации азбукой Морзе, является длительность знака «точка». В проекте принято допущение, что при съемке пролетающего НС знак «точка» должен занимать не менее 10 пикселей на матрице камеры. Исходя из этого условия для камеры разрешением 1920×1080 пикселей длительность «точки» составила порядка 0,3 с.

С образовательной точки зрения это означает, что студенты из разных стран, участвующие в предложенной авторами международной программе, могут отправить друг другу сообщения с помощью того самого КА, который они помогли разработать.

Для самого экстремального режима передачи информации светодиодами (светодиод постоянно включен в течение самого длинного сеанса оптической связи) был проведен тепловой расчет и анализ энергобаланса.

Полученные результаты показали преимущества установки светодиодов на борту НС не только для передачи информации и канала связи, но и для создания образовательной программы, способной укрепить международное сотрудничество между школами и университетами, у которых есть космические программы, и побудить студентов заниматься космической деятельностью.

Использование светодиодов вместо лазеров в оптической связи показало свою эффективность, так как светодиоды являются более дешевым и простым вариантом, с более широким диапазоном рабочих температур более длительным сроком службы.

Текущий прогресс в области оптоэлектроники сделал возможным выбрать более мощный светодиод, чем те, использованные в предыдущих миссиях, полезная нагрузка которых также основана на установке светодиодов. С одним светодиодом в проек-

те SLED получились результаты, аналогичные тем результатам, полученным с как минимум 30 светодиодами в других миссиях. Такие хорошие результаты показывают реализуемость, актуальность и важность данного проекта.

Информация о гранте

Результаты исследований получены в рамках государственного задания Министерства науки и высшего образования Российской Федерации (тема № 0777-2020-0018).

Литература

- [1] Гансвинд И.Н. Малые спутники в космической деятельности. Геодезия и картография, 2020, № 2, с. 50–56. DOI: <https://doi.org/10.22389/0016-7126-2020-956-2-50-56>
- [2] Кара О., Берклэнд Р., Чжан Л., Кайтац У. Революционный вызов роев CubeSat. Воздушно-космическая сфера, 2018, № 2 (95), с. 58–65. DOI: <https://doi.org/10.30981/2587-7992-2018-95-2-58-65>
- [3] Ключников В.Ю. Малые космические аппараты-демонстраторы перспективных космических технологий. 56-х Научные чтения, посвященные разработке научного наследия и развитию идей К.Э. Циолковского: матер. конф. Калуга, Эймос, 2021, ч. 1, с. 16–19.
- [4] Севастьянов Н.Н., Бранец В.Н., Панченко В.А., Казинский Н.В., Кондранин Т.В., Негодяев С.С. Анализ современных возможностей создания малых космических аппаратов для дистанционного зондирования Земли. Труды МФТИ, 2009, т. 1, № 3, с. 14–22.
- [5] Swartwout M. The First One Hundred CubeSats: A Statistical Look. Journal of small satellites, 2013, vol. 2, no. 2, pp. 213–233.
- [6] Villela T., Costa C.A., Brandao A.M., Bueno F.T., Leonardi R. Towards the Thousandth CubeSat: A Statistical Overview. International Journal of Aerospace Engineering, 2019, vol. 2019, pp. 1–13. DOI: <https://doi.org/10.1155/2019/5063145>
- [7] Kaushal H., Kaddoum G. Optical Communication in Space: Challenges and Mitigation Techniques. IEEE Communications Surveys & Tutorials, 2017, vol. 19, no. 1, pp. 57–96. DOI: <https://doi.org/10.1109/COMST.2016.2603518>
- [8] Figueiredo M. Consumer LED lamp with ODAC technology for high-speed Visible Light Communications. IEEE Transactions on Consumer Electronics, 2017, vol. 63, no. 3, pp. 258–290. DOI: <https://doi.org/10.1109/TCE.2017.014873>
- [9] Wood L., Ivancic W., Dörpelkus K. Using Light-Emitting Diodes for Intersatellite Links. IEEE Aerospace Conference, Montana, 6–13 March, 2010, pp. 1–6. DOI: <https://doi.org/10.1109/AERO.2010.5446711>
- [10] OSRAM OSTAR Projection Power, LE CG P2AQ. OSRAM International GmbH. 2022. URL: https://www.osram.com/ecat/OSRAM%20OSTAR%C2%AE%20Projection%20Power%20LE%20CG%20P2AQ/com/en/class_pim_web_catalog_103489/prd_pim_device_8160328/ (дата обращения 10.11.2022).

УДК 629.7.036.54

Применение рамповых внутрисопловых интерцепторов для управления вектором тяги

Каун Юлия Владимировна

y.kaun13@gmail.com

БГТУ «Военмех» им. Д.Ф. Устинова

Брыков Никита Александрович

BrykovNA@yandex.ru

БГТУ «Военмех» им. Д.Ф. Устинова

Тищенко Кирилл Олегович

kirill1g@ya.ru

БГТУ «Военмех» им. Д.Ф. Устинова

Рассмотрен один из способов улучшить маневренность летательных аппаратов — регулирование векторов тяги сопла реактивного двигателя. Тяга сопла может регулироваться внутрисопловыми интерцепторами — устройствами различной формы, выдвигающимися в сопловый канал из его стенок. Интерцепторы отклоняют сопловой поток от осевого направления и перераспределяют давление на стенках канала. В рамках работы рассматривались устройства в форме рампы, выдвигающейся из стенок сопла. При достижении критического угла отклонения рампы возникает эффект обратного затекания, который заключается в объединении вихревого следа за рампой с окружающей средой. В момент зарождения эффекта могут возникать скачкообразные изменения тяги, что должно быть исследовано.

Ключевые слова: ракетный двигатель, сопло, рамповый интерцептор, управление тягой

Введение

В рамках работы проводилось исследование способов управления вектором тяги сопла. Управление летательным аппаратом может осуществляться аэродинамическими и газодинамическими способами [1]. Аэродинамические органы управления устанавливаются на наружной поверхности корпуса летательного аппарата и взаимодействуют с набегающим потоком. Примеры таких способов — закрылки, элероны, внешние интерцепторы. Газодинамические органы управления взаимодействуют с продуктами сгорания топлива — они устанавливаются на срезе сопла или внутри него и изменяют силу тяги сопла двигателя.

Внутрисопловые интерцепторы для управления вектором тяги сопла

Один из газодинамических способов управления вектором тяги — применение внутрисопловых интерцепторов. Эти устройства имеют простую конструкцию, могут прятаться в стенках соплового канала и не оказывать влияние на поток, когда управление не требуется [2].

Главные преимущества таких устройств в том, что для приведения их в движение нужна простая система с гидравлическим или механическим приводом, вся конструкция имеет низкий вес, снижается стоимость аппарата и увеличивается время полета [3]. По газодинамическим принципам работы система похожа на традиционный способ управления вектором тяги путем вдува вторичного рабочего тела в сопловый канал, но

при этом не требует организации системы подачи рабочего тела и размещения баков для его хранения на борту летательного аппарата. Недостаток интерцепторной системы управления тягой — подверженность эрозии органа управления из-за присутствия металлических частиц в потоке [4]. Проблема может быть решена применением современных прочных и термостойких материалов для изготовления органа управления. Система имеет ограниченную применимость в соплах, теплозащита которых осуществляется холодным пристеночным слоем — слой будет разрушаться из-за отрыва потока. Стенкам таких сопел потребуются дополнительные системы охлаждения в зоне отрыва.

Совместное применение описываемой системы управления тягой и системы вдува вторичного рабочего тела вблизи интерцептора может решать проблему охлаждения стенок за счет инжектируемой среды, решать проблему эрозии органа управления за счет замедления и отвода частиц от органа управления. При этом вторичного рабочего тела, хранящегося на борту летательного аппарата, потребуется гораздо меньше, чем требовалось бы для управления тягой только за счет инъекции.

Одна из разновидностей внутрисопловых интерцепторов — рамповые или интерцепторы в форме отклоняющегося от стенки щитка [1]. Когда орган управления не нужен, он примыкает к внутренней стенке соплового канала, повторяя ее форму. Когда требуется внесение изменений в траекторию полета, рампа выдвигается в поток и воздействует на течение.

Интерцепторы располагаются в сверхзвуковой части канала для увеличения эффективности управления. Создание управляющей силы интерцептором такой формы осуществляется за счет разности давлений на поверхности рампы и за ней. Из-за близости щитка к срезу, при достижении некоторого критического угла отклонения происходит процесс обратного затекания — когда оторвавшийся от стенки поток не успевает примкнуть к стенке за щитком и вихревой след объединяется с окружающей средой [1]. Давление за щитком в этом случае сравнивается с атмосферным давлением.

Одно из направлений исследования таких структур — исследование нестационарных процессов, возникающих при изменении положения интерцептора. Когда время отклонения щитка сопоставимо с временем образования и перемещения газодинамических структур по сопловому каналу вблизи щитка, могут появляться скачкообразные изменения вектора тяги и нагрузок на привод органа управления. Особый интерес представляют эффекты, возникающие при образовании зоны обратного затекания. Нестационарные явления должны быть исследованы для проектирования системы привода интерцептора и для недопущения потери управляемости летательного аппарата.

Постановка задачи

Основной частью работы было моделирование работы внутрисоплового интерцептора в перерасширенном сопле. Течение моделировалось в трехмерной постановке. Моделирование выполнялось в стационарной постановке. Решалась система уравнений Навье — Стокса, осредненных по Рейнольдсу. Система уравнений замыкалась уравнениями модели турбулентности $k-\omega$.

Результаты исследования

В рамках исследования проверялась работа интерцептора при разных давлениях в камере сгорания, отслеживалась нагрузка на интерцептор. В расчете выполнялись

замеры изменения отклоняющего усилия, уменьшение осевой компоненты силы тяги, отслеживалось возникновение эффекта обратного затекания. Были получены соответствующие значения тяговых характеристик и нагрузок.

Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда (проект № 21-79-00100, <https://rscf.ru/project/21-79-00100/>).

Литература

- [1] Калугин В.Т. Аэродинамика органов управления полетом летательных аппаратов. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2004, 688 с.
- [2] Tiran W., Cavalleri R. CFD evaluation of an advanced thrust vector control concept. 26th Joint Propulsion Conference, AIAA Paper 90-1900, 1990. DOI: <https://doi.org/10.2514/6.1990-1900>
- [3] Tiran W., Cavalleri R., Readey H. Thrust vector control using movable probes. 28th Joint Propulsion Conference, AIAA 90-0562, 1990. DOI: <https://doi.org/10.2514/6.1990-562>
- [4] Tiran W., Cavalleri R., Lewis L. Experimental and theoretical comparison of the probe thrust vector control concept. 27th Joint Propulsion Conference, AIAA 91-2476, 1991. DOI: <https://doi.org/10.2514/6.1991-2476>

УДК 539.413

Разработка механически подвижных подводных крыльев

Григорьев Михаил Сергеевич

grigorm12345@yandex.ru

БГТУ «Военмех» им. Д.Ф. Устинова

Костиков Андрей Константинович

7961966@mail.ru

БГТУ «Военмех» им. Д.Ф. Устинова

Иванов Данила Андреевич

divanov2001@yandex.ru

БГТУ «Военмех» им. Д.Ф. Устинова

Хасенов Ильяс Маратович

khasenov.ilyas@gmail.com

БГТУ «Военмех» им. Д.Ф. Устинова

Рассмотрен проект индивидуального водного средства передвижения «Скат», разрабатывающийся в студенческом конструкторском бюро БГТУ «Военмех» им. Д.Ф. Устинова. «Скат» совмещает в себе аэродинамическое и подводное крыло. В рамках данного проекта рассматривается подзадача разработки механически подвижных подводных крыльев, предназначенных для стабилизации аппарата. В представленной работе будет рассмотрено возможное создание таких крыльев, а именно то, какие будут применены профиль крыла, материалы, а также конструктивно-силовая схема крыла.

Ключевые слова: конструктивно-силовая схема, подводное крыло, аэродинамическое крыло, самостабилизация

Введение

Суда на подводных крыльях на сегодняшний момент развиваются и на замену старым приходят новые. Существует множество типов расположения подводных крыльев под днищем судна, но большинство из них применимы для больших судов, на малоразмерных судах установка подводных крыльев не всегда экономична и эффективна. Для уменьшения сопротивления и облегчения конструкции было разработано крыло, которое использует большую часть своей конструкции в создании подъемной силы [1].

Цель работы

Разработка механически подвижного крыла для индивидуального водного средства передвижения «Скат».

Задачи:

- определение подходящего профиля крыла;
- подбор материалов;
- определение точек с максимальной нагрузкой в конструкции крыла;
- разработка КСС крыла;
- проверка полученной схемы CAE-системе ANSYS.

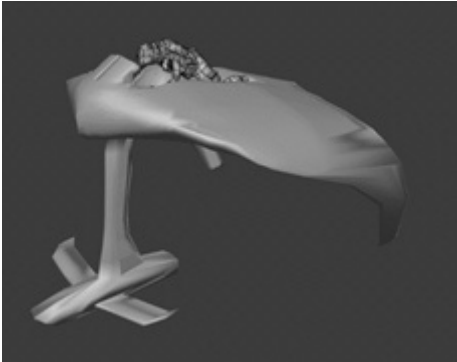


Рис. 1. ИВСП «Скат»

Индивидуальное водное средство передвижения

Индивидуальное водное средство передвижения (ИВСП) «Скат» (рис. 1) относится как классу судов на подводном крыле, так и к летательному аппарату, использующему экранный эффект, предназначенный для быстрого перемещения человека из одного места в другое на короткие расстояния в водной среде. Состоит из корпуса в форме крыла, передней стойки, «силового блока», передних подводных крыльев и двух задних крыльев. Предназначен для решения проблемы самостабилизации судов, использующих экранный эффект.

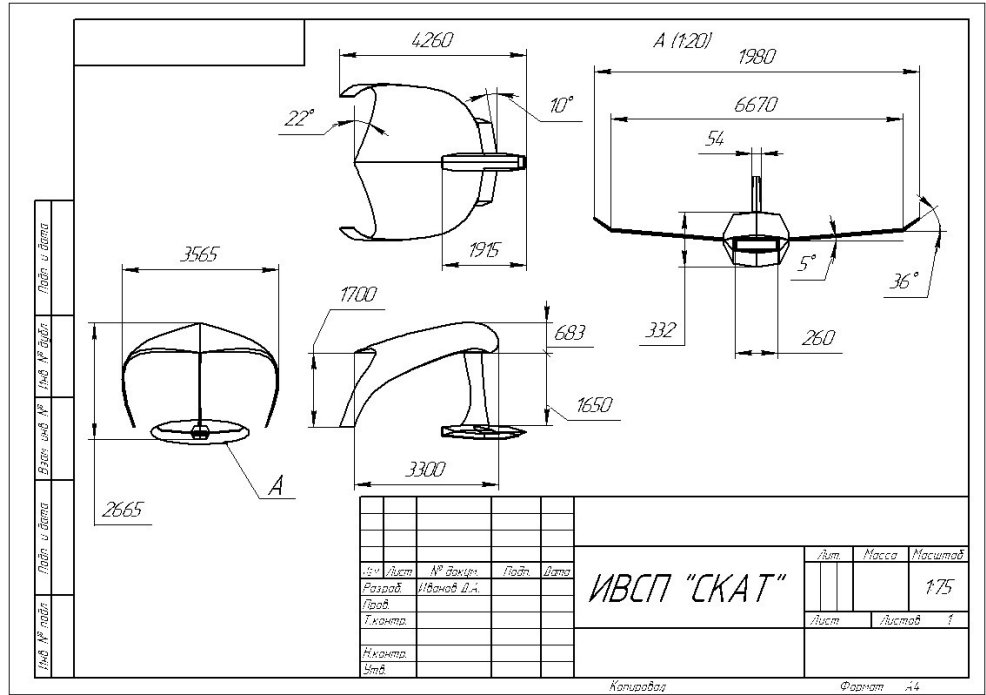


Рис. 2. Чертеж ИВСП «Скат»

Выбор аэродинамического профиля

В ходе исследования аэродинамических профилей был выбран следующий профиль — высоконесущий профиль 35А (рис. 3), который используется в разработке ИВСП «Скат».

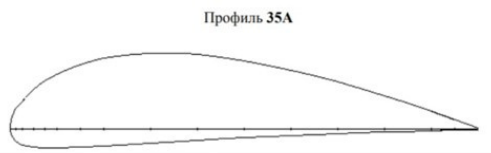


Рис. 3. Профиль 35А аэродинамического крыла ИВСП «Скат»

Данный профиль был исследован на высотах 0,1, 0,5, 1 и 1,5 метра. В ходе изучения литературы было выявлено соотношение высоты полета и длины средней аэродинамической хорды (САХ) [2], которое обеспечивает наиболее эффективный полет экраноплана [3, 4]. Высота должна быть меньше либо равна половине САХ. После проведения ряда экспериментов на представленных высотах, был получен график зависимости подъемной силы от высоты полета. После исследований данного профиля, высотой, на которой наблюдается наибольший прирост подъемной силы, является 0,5 м. Прирост подъемной силы равен 45 %.

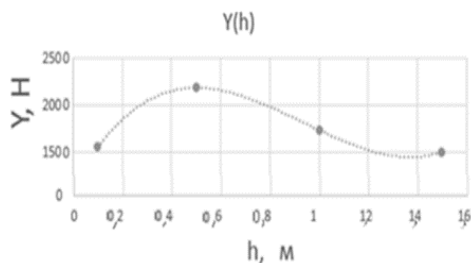


Рис. 4. Зависимость подъемной силы от высоты над водой для профиля 35-А

Для подводной же части крыла был выбран профиль Clark-Y-5,9 %, разработанный в середине 30-х годов, в NASA, для скоростных самолетов.



Рис. 5. Профиль Clark-Y-5,9 %

Данная часть крыла не создает подъемной силы, а служит для возвращающего эффекта при отклонении ИВСП по крену и его самостабилизации.

Подбор материалов

В ходе исследования для ИВСП «Скат» был подобран ряд материалов, которые могут применяться при создании различных элементов его конструкции.

Так для обшивки аппарата могут применяться стеклопластики из-за их высокой прочности, низкой теплопроводности, а также прозрачности для радиоволн, и уг-

лепластики на основе алюминия, обладающие меньшей плотностью (до $1,6 \text{ г/см}^3$) и более высоким модулем упругости по сравнению со стеклопластиковыми.

Для каркаса аппарата и крыла, в частности, может быть применен дюралюминий, зарекомендовавший себя в авиационной промышленности, как раз для создания КСС для крыльев самолетов. Данный сплав обладает высокой прочностью и высокой ударной вязкостью, однако из-за низкой устойчивости к влаге для него требуется специальное защитное покрытие.

Для подводного же крыла в качестве материала был выбран кевлар. Нижняя часть крыла будет представлять собой кевларовый монолит. Кевлар примерно в пять раз прочнее стали, при этом он относительно легкий. Данные качества как раз необходимы для поставленных перед подводным крылом целей по выдерживанию прикладываемых боковых нагрузок и возвращению аппарата в положение равновесия. Очень низкие температуры не оказывают никакого влияния на него, однако он уязвим для высоких температур, а также присутствие солей и некоторых других примесей, особенно кальция, может повлиять на взаимодействие нитей из-за чего также может требоваться специальное покрытие.

Определение точек с максимальной нагрузкой и разработка КСС крыла

При исследовании модели ИВСП в САЕ-системе ANSYS, можно увидеть, что наибольшая нагрузка и изгибающий момент приходятся как раз на место изгиба крыла. Соответственно, нужно подобрать такую схему, при которой у нас была бы достаточная прочность конструкции, при которой бы сохранялась ее целостность. Значением максимальной нагрузки, которую должна выдержать схема, было принято значение в 3000 Н.

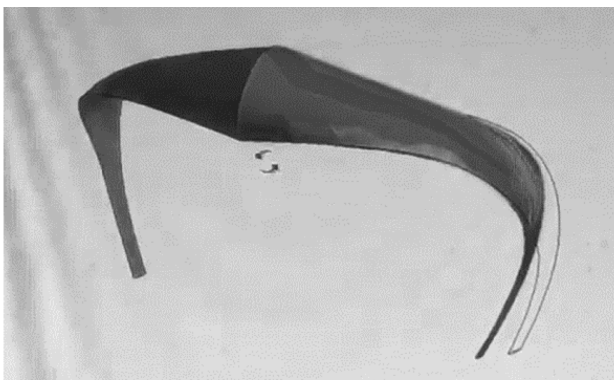


Рис. 6. Модель напряжений на крыле при изгибе

Выбор конструктивно-силовой схемы крыла определяется:

1. компоновкой крыла — наличием в обшивке люков для обслуживания расположенных в крыле агрегатов оборудования, наличием в крыле бака для топлива;
2. компоновкой фюзеляжа — наличием достаточных объемов для центральной части крыла в фюзеляже;
3. требованием жесткости.

Для нашей работы основополагающим является требование жесткости конструкции крыла, особенно в месте сгиба крыла. Исходя из этого, была выбрана двухланже-

ронная схема, для обеспечения максимальной жесткости конструкции для противодействия внешним нагрузкам.

Подводная часть крыла из-за небольшой толщины в КСС не нуждается и будет представлять собой монолитную кевларовую конструкцию. Данный материал позволит обеспечить необходимую прочность и жесткость конструкции при сравнительно малой массе.

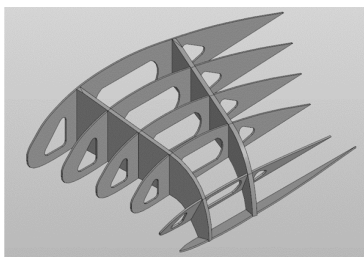


Рис. 7. Устройство КСС

Проверка полученной схемы САЕ-системе ANSYS

После разработки КСС крыла была произведена ее проверка в системе ANSYS на изгиб и максимальный напряжения. При приложении к подводной части крыла силы равной 3000 Н были получены следующие данные:

- максимальное напряжение: 160 МПа;
- максимальная упругая деформация: 0,004605;
- максимальная деформация: 0,14069 м.

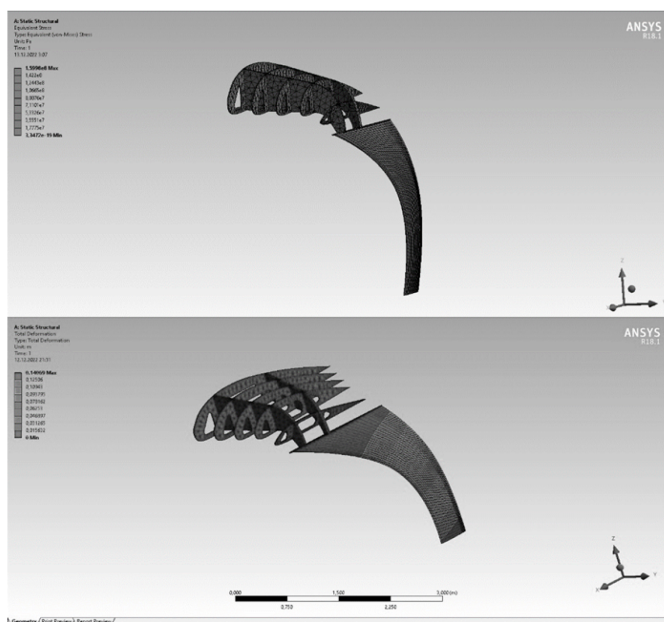


Рис. 8. Анализ КСС в системе ANSYS (напряжение и деформация)

Напряжение и деформация являются достаточно большими, но за счет схемы и выбранной конструкции схемы крыла, система должна выдержать.

Заключение

На данный момент осуществляется дальнейшая разработка конструктивно-силовой схемы крыла, а также дальнейшее изучение материалов, которые планируется применять в конструкции ИВСП «Скат». Также будут проводиться дальнейшие исследования полученной системы в CAE-системе ANSYS.

Литература

- [1] Что такое фойлборд. Вода-Берег — яхты, страны, путешествия.
URL: <https://vodabereg.ru/lifestyle/chto-takoe-foilbord/> (дата обращения 29.11.2022).
- [2] Белавин Н.И. Экранопланы (по данным зарубежной печати). Ленинград, Судостроение, 1977, 232 с.
- [3] Airfoils A to Z. URL: <http://airfoiltools.com/> (дата обращения 29.11.2022).
- [4] Дементьев В. А., Крапивин В.В. Методологические аспекты создания экранопланов. Н. Новгород, Нижегород. гос. техн. ун-т им. Р. Е. Алексеева, 2012, с. 71–78.

УДК 621.45.037

Моделирование сепаратора абразивных частиц пыли и капель воды с возможностью его параметризации в программном комплексе ANSYS

Попов Сергей Сергеевич

sergey_stv1983@bk.ru

Краснодарское высшее военное авиационное училище летчиков

Рассмотрен эрозионный износ в осевых компрессорах авиационных газотурбинных двигателей, его влияние на конструктивные элементы, их прочность, устойчивость работы компрессора и ресурс двигателя в целом. Описаны основные способы защиты компрессоров авиационных газотурбинных двигателей от воздействия эрозионного износа, а также представлена идея применения нового сепаратора для осевого компрессора. Представлены подход к моделированию сепаратора с возможностью изменения его геометрии и результаты исследования сепарации частиц. Сформулированы практические рекомендации по использованию результатов исследований для защиты и предотвращения эрозионного износа осевого компрессора.

Ключевые слова: эрозионный износ, осевой компрессор, газотурбинный двигатель, сепаратор частиц, ANSYS

В настоящее время применение авиации, в том числе и военного назначения, имеет довольно широкую географию. Помимо авиации, газотурбинные двигатели нашли свое широкое распространение в бронетехнике, а также в наземных установках промышленного назначения. В местах базирования газотурбинных двигателей на их работу сильно влияют агрессивные факторы окружающей среды (пыль, влажность, повышенное содержание соли, вулканические примеси, органические частицы и т. д.), негативно воздействуя на состояние газотурбинного двигателя, в первую очередь, вызывая ухудшение газодинамических и прочностных характеристик осевого компрессора, ведущее в дальнейшем к помпажу и разрушению конструктивных элементов двигателя в целом.

В вышеизложенных условиях эксплуатации имеет место эрозионный износ осевых компрессоров авиационных газотурбинных двигателей, вызванный содержанием частиц пыли и влаги в атмосфере, особенно вблизи поверхности земли и воды. Сильному изменению геометрии конструктивных элементов осевого компрессора подвержены в большей степени рабочие лопатки, направляющие аппараты, а также лабиринтные уплотнения и уплотнительные кольца радиального зазора. В работах [1–3] авторами акцентировано внимание на осевых компрессорах малогабаритных газотурбинных двигателей в особенности, используемых преимущественно на вертолетах, из-за специфики их применения и особых условий работы (полеты на малых высотах и у поверхности, длительная работа у земли и у поверхности воды, взлет и посадка с естественных площадок, работа в горно-пустынной местности и т. д.). Все это приводит к снижению газодинамической устойчивости и ресурса работы двигателя. Эрозия приводит не только к износу элементов конструкции, но и к образованию на их поверхности шероховатости, отложению частиц, коррозионно-эрозионных точек концентраторов напряжений, забиванию и засорению различных систем газотурбинного двигателя, особенно отбирающих запыленный воздух из компрессора.

Широко применяются различные способы защиты осевых компрессоров от попадания пыли и влаги в их проточную часть, но опыт эксплуатации показал, что они недостаточно эффективны, а их неправильная эксплуатация может привести и к ухудшению защиты осевого компрессора, а также они имеют ряд недостатков. Это задает направление исследования новых способов защиты осевого компрессора от эрозионного износа. Одним из перспективных способов, является способ, основанный на применении сепараторов частиц пыли и капель воды, интегрированных непосредственно в конструкцию корпуса осевого компрессора.

Такой подход к сепарации обусловлен тем, что исследования показали картину сильной концентрации частиц пыли и капель воды в осевом компрессоре у его корпуса и по мере удаления по проточной части от входа в компрессор, концентрация частиц нарастает и становится больше, а в пределах границы запыленной зоны также распределена сильнее к периферии [4, 5].

Предлагается использовать сепаратор, основанный на принципе инерционной очистки воздушного потока с удалением частиц и возвращением очищенного воздушного потока в проточную часть компрессора. Для решения данной задачи разработана параметрическая модель сепаратора в программном комплексе ANSYS Workbench и проведены исследования сепарации частиц в ANSYS CFX, что позволило определить эффективность применения подобного рода технических устройств в осевых компрессорах газотурбинных двигателей [6, 7].

В докладе представлены результаты моделирования и показано, что предложенный подход позволяет осуществлять выбор оптимальных параметров сепаратора. Также изложены основные рекомендации по использованию результатов исследования для применения их в осевых компрессорах газотурбинных двигателей.

Литература

- [1] Перельман Р.Г. Эрозионная прочность деталей двигателей и энергоустановок летательных аппаратов. Москва, Машиностроение, 1980, 245 с.
- [2] Казанджан П.К., Тихонов Н.Д. Теория авиационных двигателей: Теория лопаточных машин. Москва, Машиностроение, 1995, 320 с.
- [3] Маслеников М.М., Бехли Ю.Г., Шальман Ю.И. Газотурбинные двигатели для вертолетов. Москва, Машиностроение, 1969, 380 с.
- [4] Кривошеев И.А., Струговец С.А., Камаева Р.Ф. Анализ влияния частиц пыли на параметры ступеней осевого компрессора. Вестник воронежского государственного технического университета, 2011, № 3 (26), т. 1, с. 50–55.
- [5] Гумеров А.В. Предельное состояние осевого компрессора ГТД в условиях эксплуатации в запыленной атмосфере. Дис. ... канд. техн. наук: 05.07.05. Уфа, 2011, 16 с.
- [6] Батурин О.В., Матвеев В.Н., Шаблий Л.С., Попов Г.М., Колмакова Д.А. Исследование рабочего процесса в ступени осевого компрессора с помощью универсального программного комплекса Ansys CFX. Самара, Изд-во СГАУ, 2011, 112 с.
URL: <http://repo.ssau.ru/handle/Metodicheskie-materialy/Issledovanie-rabochego-processa-v-stupeni-osevogo-kompressora-s-pomoshu-universalnogo-programmnogo-kompleksa-Ansys-CFX-Elektronnyi-resurs-metod-ukazaniya-71595> (дата обращения 28.11.2021).
- [7] Шаблий Л.С., Колмакова Д.А., Кривцов А.В. Параметрическое моделирование лопаточных машин при оптимизации. Известия Самарского научного центра РАН, 2013, т. 15, № 6–4, с. 1013–1018.

УДК 621.45.015.4

Обоснование применения двигательной установки на технической перекиси водорода в малогабаритном разгонном блоке

Ильин Александр Михайлович
МГТУ им. Н.Э. Баумана

linlin82@yandex.ru

В связи с активной миниатюризацией космических аппаратов возникла задача разведения по различным орбитам большого числа малоразмерных изделий, выводимых одновременно ракетой-носителем большой грузоподъемности. Эта задача должна решаться малогабаритными разгонными блоками, при этом их стоимость должна быть минимальна. Поскольку стоимость двигательной установки составляет большую часть стоимости разгонного блока, ее выбор определяет себестоимость изделия в целом. В представленной работе проведен анализ вариантов и выбор двигательной установки малогабаритного разгонного блока, разрабатывавшегося для участия в конкурсе по созданию сверхлегких средств выведения.

Ключевые слова: разгонный блок, перекись водорода, двигательная установка, малогабаритный разгонный блок, сверхлегкие средства выведения

Активное развитие многоспутниковых группировок в настоящее время сопровождается уменьшением размеров единичного аппарата. Поэтому эксплуатируемые сейчас в России ракеты-носители тяжелого, среднего и легкого классов, ориентированные на запуск единичных аппаратов массой не менее тонны, а также входящие в их комплексы соответствующие разгонные блоки оказываются неоптимальными для одновременного выведения большого количества малых спутников с их разведением на необходимые орбиты.

За рубежом решение данной проблемы производится через создание сверхлегких ракет-носителей, для которых количество выводимых в одном пуске спутников оказывается существенно меньше, а также разгонных блоков. Соответствующие изделия уже находятся в эксплуатации.

В России для проработки возможных концепций построения соответствующих комплексов был объявлен конкурс по разработке сверхлегких средств выведения, организованный АНО «Аэронет» [1]. В его рамках была предложена МГТУ им. Н.Э. Баумана и стала победителем текущего этапа концепция разгонного блока, предусматривающая использование двигательной установки на газообразных компонентах кислорода — метан [2].

Однако все основные зарубежные малогабаритные разгонные блоки, находящиеся в эксплуатации, используют двухкомпонентные жидкостные двигательные установки, что существенно повышает их энергетику и баллистические возможности в сравнении с предложенным решением.

Также это решение имеет следующие недостатки:

- ограничение длительности работы неохлаждаемого маршевого двигателя, приводящее к затягиванию транспортной операции;

- низкая компоновочная плотность, приводящая к сложностям размещения под обтекателем;
- использование для достижения необходимого массового совершенства двигательной установки высокотехнологичных и дорогих композитных баллонов и пневмоарматуры высокого давления, приводящее к существенному росту стоимости двигательной установки.

Учитывая, что указанная стоимость может достигать 80 % общей стоимости изделия [3], необходимо рассмотреть альтернативные решения. При их поиске целесообразно рассмотреть возможности:

- снижения рабочей температуры маршевого двигателя, чтобы обеспечить его функционирование без применения высокотехнологичных и дорогих материалов либо не имеющей аналогов системы охлаждения;
- использования жидких топливных компонентов для повышения компоновочной плотности и снижения рабочего давления двигательной установки;
- применения более дешевых металлических топливных баков и пневмогидроарматуры низкого давления, которые могут быть изготовлены основным разработчиком разгонного блока без потребности в покупке более дорогих сертифицированных универсальных блоков, рассчитанных на высокие давления и агрессивные компоненты.

Указанные соображения приводят к целесообразности применения в перспективном малогабаритном разгонном блоке двигательной установки на технической перекиси водорода. Техническая перекись с концентрацией до 60% общедоступна практически во всем мире, не является взрывчатым веществом, не требует лицензии на хранение, транспортирование и ведение работ, а для защиты при обращении с ней достаточно очков, перчаток и респиратора. При этом в отличие от перекиси более высокой концентрации, исключены риски взрывов и тяжелых отравлений, нет самоускоряющегося разложения и самовоспламенения при контакте с горючим, а цена в разы ниже [4].

Предлагается использовать в двигательной установке малогабаритного разгонного блока техническую перекись водорода с концентрацией 60 %, вытеснение которой из бака производится парами пропана через гибкую диафрагму. При этом двигательная установка имеет два варианта: для низко- и высокоэнергичных операций.

В варианте для низкоэнергичных операций она оснащается однокомпонентным двигателем с предварительным подогревом топлива от электронагревателя с батарейным питанием. Удельный импульс такого двигателя с учетом потерь составит около 100 с, а плотность рабочего тела — 1250 кг/м^3 . По обоим этим показателям такой двигатель превосходит практически любые газореактивные системы в несколько раз. Рабочая температура однокомпонентного двигателя на 60 % перекиси водорода не превысит 350°C . При этом предварительный подогрев рабочего тела практически полностью устранил жидкую воду из продуктов разложения.

В варианте для высокоэнергичных операций вместо однокомпонентного используется двухкомпонентный двигатель на его основе. К продуктам разложения перекиси подмешиваются пары пропана и поджигаются электрозапалом. Подогрев перекиси перед катализатором производится от теплового аккумулятора, нагреваемого при работе двигателя.

Удельный импульс подобного двухкомпонентного двигателя превысит 240 с, что лучше, чем у гидразина. При этом плотность топливной пары будет находиться примерно на том же уровне, что и для гидразина, и практически в четыре раза превысит

плотность пары в сравнении с вариантом двигательной установки на двухкомпонентном двигателе с газобаллонным хранением компонентов. Температура в камере сгорания не превысит 1570 °С, что позволяет использовать абляционное охлаждение без значимой эрозии на протяжении работы двигателя [5].

Предварительные расчеты показывают, что предлагаемый вариант двигательной установки малогабаритного разгонного блока способен выполнить требования конкурсного технического задания, при этом не имея недостатков ранее предложенной концепции и будучи способным обеспечить существенно более низкую стоимость летного образца.

Литература

- [1] Объявлены итоги первого конкурса концепций разгонного блока и РН СЛК. URL: <http://nti-aeronet.ru/blog/2021/04/11/objavleny-itogi-pervogo-konkursakoncepcij-razgonnogo-bloka-i-rn-slk/> (дата обращения 12.12.2022).
- [2] Щеглов Г.А., Шаповалов А.В. Выбор двигательной установки перспективного малого разгонного блока. Инженерный журнал: наука и инновации, 2022, вып. 8. URL: <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2022-8-2200> (дата обращения 12.12.2022).
- [3] Zakirov V., Sweeting M., Erichsen P., Lawrence T. Specifics of Small Satellite Propulsion: Part 1. Proc. of 15th AIAA/USU Conference on Small Satellites, 2001, SSC01-XI-6, 10 p.
- [4] Бечаснов П.М. Двигатели на технической перекиси водорода как платформа для малобюджетных исследований ракетно-космической техники. 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. 1, с. 100–104.
- [5] Kamps L. Mechanisms of Graphite Nozzle Erosion in Hybrid Rockets. 2019. Available at: https://eprints.lib.hokudai.ac.jp/dspace/bitstream/2115/75906/1/KAMPS_Landon_Thomas.pdf (accessed December 12, 2022)/

УДК 621.45.018.2

Оценка эффективности двигательных установок на технической перекиси водорода для коррекции орбиты малых космических аппаратов

Ильин Александр Михайлович
МГТУ им. Н.Э. Баумана

linlin82@yandex.ru

Продолжающаяся миниатюризация космических аппаратов приводит к сложностям в создании двигательных установок для них из отработанных элементов, а их стоимость в расчете на килограмм массы растет. Для увеличения критерия «эффективность/стоимость» в сравнении с газореактивными и гидразиновыми двигательными установками предлагается использование технической перекиси водорода с концентрацией 60 % в качестве однокомпонентного топлива или окислителя в двухкомпонентном жидкостном ракетном двигателе. В предлагаемой работе описаны теоретические и экспериментальные исследования, направленные на обеспечение возможности создания недорогих двигателей и систем подачи для работы с данным компонентом. Показан рост эффективности разложения технической перекиси водорода на типовых катализаторах при ее предварительном подогреве. Обоснован выбор принципа наддува бака с перекисью парами второго компонента с самонаддувом для подачи компонентов в двигатель. Проведено сравнение массовых и энергетических характеристик предлагаемой двигательной установки с альтернативными решениями.

Ключевые слова: перекись водорода, двигательная установка, разгонный блок, однокомпонентные топлива, малые космические аппараты

Оценка эффективности двигательных установок на технической перекиси водорода для коррекции орбиты малых космических аппаратов

В настоящее время совершенствование классических технологий двигательных установок космических аппаратов практически достигло предела и их дальнейшее совершенствование приводит к росту основных показателей качества всего на несколько процентов. При этом миниатюризация известных решений для использования в малых космических аппаратах дорогостояща, а главное, длительна. Космические аппараты перспективных многоспутниковых группировок и малогабаритные разгонные блоки для них имеют крайне ограниченный выбор готовых отработанных компонентов, что приводит к неоптимальным решениям.

Кардинальным решением указанной проблемы является создание и отработка технологий космических двигательных установок, с использованием которых сами разработчики микроспутников могли бы быстро и сравнительно дешево создавать и сертифицировать двигатели и компоненты пневмогидросистем, адаптированные под их конкретные потребности. Одним из вариантов такой технологии является использование технической перекиси водорода с концентрацией 60 % общедоступного, практически безопасного и недорогого компонента, хотя и обладающего сравнительно невысокими энергетическими характеристиками.

В интересах ООО «Лин Индастриал» сотрудниками МГТУ им. Н.Э. Баумана были проведены исследования по сравнительной эффективности катализаторов, обычно применяемых для разложения высококонцентрированной перекиси водорода в ракетных двигателях, при работе с технической перекисью. Было выявлено, что катализаторы на основе диоксида марганца, рекомендованные как наиболее эффективные в [1], имеют низкую активность при разложении стабилизированной технической перекиси водорода.

В ходе экспериментальных исследований [2] было показано, что высокой эффективностью даже в этих условиях обладает гранулированный перманганат калия, однако при низких температурах рабочего тела потребная для полного разложения рабочего тела навеска катализатора оказывается большой, а функционирование катализатора — нестабильным, с разрушением и выносом гранул.

Для парирования этого эффекта был предложен предварительный нагрев перекиси водорода до температур 70...100 °С. Поскольку при таких условиях, как было экспериментально обнаружено, каталитическое воздействие начинают оказывать инертные при нормальных условиях металлические баки и трубопроводы, в космической двигательной установке рационально организовать подогрев перед входом в каталитический пакет двигателя.

Предварительный нагрев технической перекиси водорода до указанных значений позволяет сократить навеску перманганата калия в каталитическом пакете до минимальной, или же перейти на нерасходуемые катализаторы типа оксидов железа, которые в указанных условиях обладают приемлемой эффективностью. Это согласуется с результатами [3], согласно которым скорость разложения перекиси водорода на катализаторе возрастает экспоненциально с температурой.

Проведенные термодинамические расчёты показывают, что предварительный нагрев технической перекиси практически полностью устраняет жидкую воду из продуктов разложения, нивелируя ряд технических проблем при создании двигательной установки, описанных в [4]. Это потенциально позволяет создать недорогие двигатели, удельный импульс которых составит около 100 с в однокомпонентном варианте и 240 с — в двухкомпонентном.

Ранее прорабатывавшиеся концепции построения двигательной установки на перекиси водорода описаны в [5]. Из числа предложенных вариантов, исключая требующие пневморедукторов и, тем более насосов, можно выделить принцип с наддувом перекисного бака парами подогреваемой летучей жидкости [6]. Для однокомпонентной установки выбор этой жидкости определяется потребным давлением и эксплуатационными характеристиками, тогда как для двухкомпонентной логично использовать второй компонент топлива, имеющий значимое давление насыщенных паров при рабочих температурах, например, пропан.

Такая организация подачи потребует изоляции полостей топлива и наддува, например, гибкой полимерной герметизирующей диафрагмой в сочетании с поршнем, установленном в цилиндрическом баке и препятствующим перетеканию топлива при маневрах спутника и, соответственно, смещению центра тяжести.

Предварительные расчеты масс компонентов предлагаемой двигательной установки и реализуемых удельных импульсов позволяют оценить ее характеристики и сравнить с существующими альтернативными техническими решениями. Так, вариант с однокомпонентной установкой превосходит альтернативу в виде двигательной установки на сжатом азоте на треть по удельному импульсу, вдвое — по габаритам бака и практически на порядок — по сухой массе. От альтернативе в виде электро-

испарительного двигателя на жидком рабочем теле его выгодно отличает возможность создания большой тяги и отсутствие потребности в мощном внешнем источнике энергии.

Вариант с двухкомпонентной установкой превосходит гидразин по удельному импульсу и безопасности работы. Применение менее токсичного топлива позволит значительно сократить затраты на отработку и эксплуатацию двигательной установки.

При этом все компоненты каждого из двух вариантов двигательной установки на технической перекиси водорода могут быть изготовлены на оборудовании, имеющемся в распоряжении разработчиков микроспутников, их испытания не требуют специальных стендов, а необходимые компоненты могут быть разработаны головным исполнителем темы по созданию малого космического аппарата без обращения к специализированному производителю двигательных установок и сопутствующих финансовых, юридических и временных издержек.

Литература

- [1] Guseinov Sh., Fedorov S., Kosykh V., Storozhenko P. Hydrogen Peroxide Decomposition Catalysts Used in Rocket Engines. Russian Journal of Applied Chemistry, 2020, vol. 93, pp. 467–487. DOI: <https://doi.org/10.1134/S1070427220040011>
- [2] Бечаснов П.М. Двигатели на технической перекиси водорода как платформа для малобюджетных исследований ракетно-космической техники. 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. 1, с. 100–104.
- [3] Штейнберг А.С. Быстрые реакции в энергоемких системах: высокотемпературное разложение ракетных топлив и взрывчатых веществ. Москва, ФИЗМАТЛИТ, 2006.
- [4] Tsujikado N., Koshimae M., Ishikawa R. et al. An Application of Commercial Grade Hydrogen Peroxide for Hybrid/Liquid Rocket Engine. 38th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2002. DOI: <https://doi.org/10.2514/6.2002-3573>
- [5] Whitehead J.C. Hydrogen Peroxide Propulsion for Smaller Satellites, 1998. Available at: феЖ https://hydrogen-peroxide.us/uses-monoprop-steam-generation/LLNL-Hydrogen_Peroxide_for_Smaller_Satellites-1998.pdf (accessed December 12, 2022).
- [6] Беляев Н.М., Уваров Е.И. Расчет и проектирование ракетных систем управления космических летательных аппаратов. Москва, Машиностроение, 1974, 197 с.

УДК 629.78; 648.326

Обеспечение персонала внеземных напланетных баз постоянной искусственной гравитацией

Майборода Александр Олегович
ООО "АТОН-РОСТОВ"

mayboro@gmail.com

Рассмотрены два типа создания искусственной гравитации на инопланетных базах (станциях): в локальном, относительно базы, устройстве в виде центрифуги с коротким плечом; на территории всей базы. Представлены результаты исследований, из которых следует низкая эффективность короткоплечих центрифуг для защиты экипажа от гипогравитации и от бактерий, мутирующих под воздействием микрогравитации. Показано, что имеющиеся проекты центрифуг, полностью совмещенные с напланетными станциями, обеспечивают требуемую защиту и могут быть реализованы на первых этапах создания баз. Сделаны выводы, что в долгосрочных планах космической деятельности необходимо учитывать перспективы создания баз с искусственной гравитацией.

Ключевые слова: микрогравитация, гипогравитация, искусственная гравитация, центрифуга короткого радиуса, лунная база

Введение

Сложилось достаточно устойчивое представление об особенностях жизни на небесных телах и орбитальных станциях: на поверхности небесных тел достаточно просто решается проблема защиты экипажа базы от радиации, но очень сложно решение проблемы защиты от гипогравитации; на орбитальных станциях, сложно обеспечить защиту от радиации, но относительно просто обеспечить защиту от микрогравитации. Эта парадигма оказывает сильное влияние на долгосрочное планирование космической деятельности. Вместе с тем, еще в 1992 году был предложен способ увеличения гравитации на лунной базе до земного уровня: «Одним из способов увеличения гравитации является внеземная «железная дорога». Транспортное средство на круговой дорожке с креном относительно горизонта создает центробежные ускорения, связанные со скоростью транспортного средства и диаметром колеи. Постепенное усиление силы тяжести может быть достигнуто за счет переключения транспортного средства на колею большего диаметра и более крутого берега. Вращение создает в вестибулярных каналах внутреннего уха ускорения, ограничивающие угловую скорость аппарата. У колонистов будет возможность работать часть каждого дня в моделируемой земной гравитации и легко получить доступ к поверхности планеты. Величина гравитации, которая защитит нас, неизвестна, как и частота и продолжительность воздействия. Это должно быть исследовано. Внеземная железная дорога, как одно из решений этой проблемы, не требует экзотических технологий и легко расширяется. Если мы действительно планируем исследовать наших ближайших соседей, дополнение местной гравитации заслуживает серьезного рассмотрения, если мы собираемся вернуться домой» [1].

Некоторое время доминировало убеждение в том, что центрифуги с коротким плечом решают проблемы длительного пребывания человека вне Земли. Это ис-

ключало серьезные исследования по проекту внеземных железных дорог как средства создания дополнительной гравитации. Проект оказался забыт на длительный период. Однако открылись новые факты.

База-центрифуга

Новые данные ставят под сомнение эффективность центрифуг с коротким плечом. В Германском центре авиации и космонавтики в Кельне проведен эксперимент. В нем приняли участие добровольцы, которые провели 60 дней в кроватях с имитацией микрогравитации. Отдельные участники подвергались прерывному воздействию искусственной гравитации, на центрифуге. Исследователи заключили, что прерывистое воздействие искусственной гравитации оказалось неэффективным для смягчения когнитивных изменений, связанных с условиями микрогравитации [2].

Другой неожиданной проблемой оказался эффект действия микрогравитации на бактерии. Установлено, что микрогравитация вызывает мутации у бактерий. Некоторые из мутаций усиливают способность к формированию биопленок. Биопленки представляют серьезную опасность [3].

Указанные проблемы означают необходимость замены центрифуг с коротким плечом на более эффективные средства имитации гравитации. Требуется станция, на всей обитаемой площади которой местная гравитация дополняется искусственной до результирующего уровня в 1 g.

В результате сравнительного анализа возможных типов лунной базы определен наиболее перспективный тип станции. Он соответствует варианту, предложенному в 1992 году. Вместе с тем, проект 1992 года нуждается в радикальном упрощении — требуется существенное сокращение материалоемкости путевой структуры. Требуемое усовершенствование внесено в проект 2013 года, опубликованного в [4, 5].

Конструкция кольцевой путевой структуры представляет собой пневматическую оболочку (трубу, свернутую в тор), испытывающую растягивающую нагрузку, что на несколько порядков уменьшает массу. Обитаемые движущиеся модули размещены внутри тора. Тор засыпан многослойным слоем реголита. Таким образом, нагрузка от колес (или магнитного подвеса) модулей передается через оболочку на уплотненный реголит. Закрывающий путевую структуру реголит служит антирадиационным экраном.

В результате масса путевой структуры в виде пневматической оболочки сокращается до величины менее 10 т. Оболочка такой массы может быть доставлена одним рейсом и автоматически развернута на расчищенной площадке. Засыпка производится грунтометом. Модули советского проекта на 12 человек [6] представляют собой аналоги мобильных модулей.

Обсуждение проекта проводилось на заседании Московского космического клуба 12 апреля 2021.

Заключение

Возможность создания лунной базы с искусственной гравитацией соответствует современному научно-техническому уровню. Настоящую перспективу следует учитывать при долговременном планировании космической деятельности.

Литература

- [1] Schultheis L. Artificial Gravity Augmentation on the Moon and Mars. Engineering, Construction, and Operations in Space III, Space '92, Third International Conference. Denver, Colorado, United States, May 31–June 4, 1992.
URL: <https://cedb.asce.org/CEDBsearch/record.jsp?dockkey=0076742> (дата обращения 12.12.2022).
- [2] Basner M., Dinges D.F., Howard K., Moore T.M., Gur R.C., Mühl C., Stahn A.C. Continuous and Intermittent Artificial Gravity as a Countermeasure to the Cognitive Effects of 60 Days of Head-Down Tilt Bed Rest. *Front. Physiol.*, 2021, vol. 12, pp. 643854.
DOI: <https://doi.org/10.3389/fphys.2021.643854>
- [3] Tirumalai M.R., Karouia F., Tran Q. et al. The adaptation of *Escherichia coli* cells grown in simulated microgravity for an extended period is both phenotypic and genomic. *npj Microgravity*, 2017, vol. 3, art. 15. URL: <https://doi.org/10.1038/s41526-017-0020-1> (дата обращения 12.12.2022).
- [4] Майборода А.О. Долговременная лунная база с искусственной гравитацией и минимальной массой конструкции. *Воздушно-космическая сфера*, 2019, № 3, с. 36–43.
DOI: <https://doi.org/10.30981/2587-7992-2019-100-3-36-43>
- [5] Майборода А.О. Искусственная гравитация для постоянной лунной базы. *Энергия: экономика, техника, экология*, 2020, № 4, с. 15–19. DOI: <https://doi.org/10.7868/S0233361920040035>
- [6] Мержанов А.И. Лунная база «Барминград». Проект, опередивший время. *Воздушно-космическая сфера*, 2018, № 2 (95), с. 108–117. DOI: <https://doi.org/10.30981/2587-7992-2018-95-2-107-117>

УДК 629.78

Аспекты комплексного подхода к выбору проектных решений и орбитального построения малых космических аппаратов с электроракетными двигателями с целью дистанционного зондирования Земли для регионального применения

Тузиков Сергей Анатольевич

st601@mail.ru

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Фирсюк Сергей Олегович

iskramai@gmail.com

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Юн Сон Ук

wook4573@naver.com

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Кульков Владимир Михайлович

vmk_1@mail.ru

НИИ прикладной механики и электродинамики Московского авиационного института (национального исследовательского университета)

Егоров Юрий Григорьевич

yuyeg@mail.ru

НИИ прикладной механики и электродинамики Московского авиационного института (национального исследовательского университета)

Ли Бьонг Хо

eibh0314@yandex.ru

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Проанализированы варианты построения малых космических аппаратов (МКА) на базе унифицированной космической платформы (УКП) и типового модуля целевой аппаратуры (МЦА), исследованы области рационального применения УКП и МЦА в составе МКА для решения широкого спектра задач, включая мониторинг арктических регионов. Для регионального наблюдения целесообразно использование многоспутниковой системы МКА ДЗЗ, адаптированной к условиям съемки в заданном диапазоне широты за счет выбора аргумента перигея околокруговой солнечно-синхронной орбиты. Представлены методические подходы обеспечения комплексного выбора проектных решений МКА и орбитального построения космической системы ДЗЗ. Приведены результаты проектно-баллистического анализа поддержания орбитальной конфигурации системы ДЗЗ, проведения коррекций орбиты МКА с использованием электроракетных двигателей. Исследована актуальная проблема выбора параметров УКП и МЦА, оценки эффективности их использования с учетом применения для решения задач регионального наблюдения. Актуальность исследований связана с необходимостью создания конкурентоспособных вариантов малоразмерных КА, предназначенных для обеспечения мониторинга высокоширотных регионов с использованием системы МКА ДЗЗ.

Ключевые слова: дистанционное зондирование Земли, малый космический аппарат, многоспутниковая система, унифицированная космическая платформа, электрический ракетный двигатель

Анализируя широкое применение низкоорбитальных малых космических аппаратов (МКА) дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) высокого пространственного и временного разрешения, становится очевидным, что в настоящее время потенциал

малых спутников достиг такого уровня, когда можно решать широкий круг задач, исходя из перспективных возможностей формирования многоспутниковых космических систем из малых КА ДЗЗ. Это обеспечивается за счет применения новых технических решений и методов проектирования, минимизации массогабаритных характеристик, разработки унифицированных орбитальных платформ, «интеллектуализации» бортовых функций на основе современных компьютерных средств и технологий.

Использование малых спутников в широком диапазоне задач наблюдения Земли, их более низкая стоимость, делает космические системы МКА ДЗЗ регионального наблюдения эффективными и экономически перспективными. Современные малые спутники в настоящее время разрабатываются и развертываются с использованием высокого разрешения на местности, а технологические разработки позволяют МКА еще больше совершенствоваться в дальнейшем. Разнообразие необходимых видов космической информации ДЗЗ и широта диапазонов требований к информационным параметрам космических данных со всей необходимостью приводят к неизбежности формирования полноценной космической системы ДЗЗ на базе МКА с различными наборами бортовых приборов наблюдения Земли.

Актуальной проблемой является разработка перспективных вариантов построения малоразмерных МКА на базе унифицированной космической платформы (УКП) и целевой съемочной системы (ЦСС) на основе типовых модулей целевой аппаратуры (МЦА). УКП и МЦА являются базовыми модулями космических аппаратов, создаваемыми с использованием принципов глубокой унификации бортовых систем на базе современных технических и конструкторско-технологических решений. В настоящее время имеется целый ряд УКП и МЦА, удовлетворяющих требованиям различных целевых задач [1].

Решение такого рода задач особенно важно при использовании квазикруговых рабочих орбит с варьируемой высотой перигея, что характерно для случая применения универсальной ЦСС для регионального мониторинга в заданном диапазоне широты. Интегральные возможности орбитальной группировки ДЗЗ по типу пространственного разрешения, по периодичности съемки, достигаются за счет выбора орбитального построения и рабочего диапазона параметров орбиты МКА ДЗЗ.

В связи с разнообразием задач применения МКА и широким диапазоном ЦСС по массе, мощности и размерам, актуальным является создание адаптируемой орбитальной системы МКА ДЗЗ с возможностью коррекции орбиты на базе современных электроракетных технологий. Современный технический уровень разработок электроракетных двигателей (ЭРД) и накопленный опыт их летной эксплуатации, а также существенный прогресс в энергомассовых характеристиках солнечных батарей создали предпосылки для разработки МКА с маршевой электроракетной двигательной установкой (ЭРДУ) для осуществления энергоемких операций в околоземном пространстве.

Выявлены тенденции в разработке способов управления МКА с использованием ЭРДУ при первоначальном развертывании и восполнении системы МКА ДЗЗ, при поддержании конфигурации орбитальной группировки МКА ДЗЗ в течение заданного срока активного существования.

Многообразие решаемых прикладных и научных задач ДЗЗ, непрерывное расширение состава и рост информационных характеристик бортовой ЦСС, развитие новых технологий интерпретации и использования получаемых космических данных, стремительный процесс технического совершенствования и удешевления МКА ДЗЗ, требуют разработки научно-технических подходов к выбору схемных решений по созданию многоспутниковой системы ДЗЗ на базе МКА.

Методическое обеспечение проектного анализа схемных решений реализации функционирования МКА ДЗЗ формируется с применением методов технологии управления для широкого спектра орбитальных операций, обеспечивающих высокoeffективный

мониторинг наблюдаемого региона за счет формирования орбитального построения МКА ДЗЗ, адаптированного к условиям наблюдения в заданном широтном диапазоне.

Комплексный выбор схемных решений и орбитального построения МКА ДЗЗ способствует сокращению номенклатуры разрабатываемых МКА и их бортовых систем, снижению стоимости создания и эксплуатации МКА на их основе, сокращению сроков их разработки. Основными характеристиками данных ДЗЗ, получаемых с МКА, являются разрешающая способность, спектральные диапазоны, количество каналов, точность определения координат, периодичность наблюдения. По этим параметрам (критериям) можно оценивать пригодность космической системы к решению целевых задач регионального наблюдения. Основным критерием выбора ЦСС для МКА ДЗЗ является критерий минимальной стоимости, при ограничениях по массе целевой аппаратуры и энергопотреблению.

Методология проведения комплексных проектно-баллистических исследований включает методики выбора проектных решений МКА с ЭРД, анализа орбитального построения многоспутниковых космических систем МКА ДЗЗ, управления МКА при поддержании орбитальной конфигурации созвездия МКА ДЗЗ, проведения коррекций орбиты МКА ДЗЗ с использованием ЭРД [2–6]. ЭРД являются эффективным средством поддержания орбитальной структуры системы, в том числе, аргумента широты орбиты МКА при прецессии орбиты.

Актуальность исследований связана с необходимостью создания конкурентоспособных вариантов малоразмерных КА, предназначенных для обеспечения мониторинга арктических регионов, и разработки технологии управления ими на различных этапах орбитального функционирования. К таким проектам следует отнести задачу по мониторингу и прогнозу ледовой обстановки в арктических районах с помощью МКА на базе унифицированной космической платформы и универсального МЦА. МКА, оборудованные малогабаритными системами для мониторинга поверхности Земли, могут быть эффективным и конкурентоспособным средством ДЗЗ для широкого круга потребителей космической информации.

Литература

- [1] Блинов В.Н., Иванов Н.Н., Сеченов Ю.Н., Шалай В.В. Малые космические аппараты. Кн. 3. Миниспутники. Унифицированные космические платформы для малых космических аппаратов. Омск, Изд-во ОмГТУ, 2010, 348 с.
- [2] Малышев Г.В., Кульков В.М., Егоров Ю.Г. Применение электроракетных двигателей для выведения, коррекции орбиты и поддержания группировок спутниковых систем. Полет, № 7, 2006, с. 34–40.
- [3] Кульков В.М., Обухов В.А., Егоров Ю.Г., Белик А.А., Крайнов А.М. Сравнительная оценка эффективности применения перспективных типов электроракетных двигателей в составе малых космических аппаратов. Вестник Самарского аэрокосмического университета имени академика С.П. Королёва, 2012, № 3 (34), ч. 1, с. 187–195.
- [4] Кульков В.М. Исследование проектных параметров и анализ эффективности применения унифицированных платформ с электроракетными двигателями в составе малых космических аппаратов. Вестник Московского авиационного института, 2012, т. 19, № 2, с. 18–28.
- [5] Кульков В.М. Построение комплекса проектных моделей для параметрического анализа малых космических аппаратов с электроракетными двигателями. Вестник Московского авиационного института, 2012, т. 19, № 4, с. 44–55.
- [6] Кульков В.М., Фирсюк С.О., Юров А.М., Тузиков С.А., Егоров Ю.Г., Ук Юн Сон. Принципы построения и области применения малых космических аппаратов на базе унифицированных космических платформ. Инновации космической отрасли. Космические аппараты и технологии, 2022, т. 6, № 2 (40), с. 133–143.

УДК 629.7.036.54

Применение рамповых внутрисопловых интерцепторов для управления вектором тяги

Тищенко Кирилл Олегович

БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова

kirill1g@ya.ru

Брыков Никита Александрович

БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова

BrykovNA@yandex.ru

Один из способов улучшить маневренность летательных аппаратов — применение способов регулирования векторов тяги сопла реактивного двигателя. Тяга сопла может регулироваться внутрисопловыми интерцепторами — устройствами различной формы, выдвигающимися в сопловой канал из его стенок. Интерцепторы отклоняют сопловой поток от осевого направления и перераспределяют давление на стенках канала. В рамках работы рассматривались устройства в форме рампы, выдвигающейся из стенок сопла. При достижении критического угла отклонения рампы возникает эффект обратного затекания, который заключается в объединении вихревого следа за рампой с окружающей средой. В момент зарождения эффекта могут возникать скачкообразные изменения тяги, что должно быть исследовано.

Ключевые слова: ракетный двигатель, сопло, интерцепторы, управление тягой

Введение

В рамках работы проводилось исследование способов управления вектором тяги сопла. Управление летательным аппаратом может осуществляться аэродинамическими и газодинамическими способами [1]. Аэродинамические органы управления устанавливаются на наружной поверхности корпуса летательного аппарата и взаимодействуют с набегающим потоком. Примеры таких устройств — закрылки, элероны, внешние интерцепторы. Газодинамические органы управления взаимодействуют с продуктами сгорания топлива — они устанавливаются на срезе сопла или внутри него и изменяют силу тяги сопла двигателя.

Внутрисопловые интерцепторы для управления вектором тяги

Один из газодинамических способов управления вектором тяги — применение внутрисопловых интерцепторов. Эти устройства имеют простую конструкцию, могут прятаться в стенках соплового канала и не оказывать влияние на поток, когда управление не требуется [2].

Главные преимущества таких устройств в том, что для приведения их в движение нужна простая система с гидравлическим или механическим приводом, вся конструкция имеет низкий вес, снижается стоимость аппарата и увеличивается время полета [3]. По газодинамическим принципам работы система похожа на традиционный способ управления вектором тяги путем вдува вторичного рабочего тела в сопловой канал, но при этом не требует организации системы подачи рабочего тела и размещения баков для его хранения на борту летательного аппарата. Недостаток интерцепторной системы управления тягой — подверженность эрозии органа управления из-за присутствия

металлических частиц в потоке [4]. Проблема может быть решена применением современных прочных и термостойких материалов для изготовления органа управления. Система имеет ограниченную применимость в соплах, теплозащита которых осуществляется холодным пристеночным слоем — слой будет разрушаться из-за отрыва потока. Стенкам таких сопел потребуются дополнительные системы охлаждения в зоне отрыва.

Совместное применение описываемой системы управления тягой и системы вдува вторичного рабочего тела вблизи интерцептора может решать проблему охлаждения стенок за счет инжектируемой среды, решать проблему эрозии органа управления за счет замедления и отвода частиц от органа управления. При этом вторичного рабочего тела, хранящегося на борту летательного аппарата, потребуется гораздо меньше, чем требовалось бы для управления тягой только за счет инъекции.

Одна из разновидностей внутрисопловых интерцепторов — рамповые или интерцепторы в форме отклоняющегося от стенки щитка [1]. Когда орган управления не нужен, он примыкает к внутренней стенке соплового канала, повторяя ее форму. Когда требуется внесение изменений в траекторию полета, рампа выдвигается в поток и воздействует на вектор тяги.

Интерцепторы располагаются в сверхзвуковой части канала для увеличения эффективности управления. Создание управляющей силы интерцептором такой формы осуществляется за счет разности давлений на поверхности рампы и за ней. Из-за близости щитка к срезу, при достижении некоторого критического угла отклонения происходит процесс обратного затекания. Эффект заключается в том, что оторвавшийся от стенки поток не успевает примкнуть к стенке за щитком и вихревой след объединяется с окружающей средой [1]. Давление за щитком в этом случае сравнивается с атмосферным давлением.

Одно из направлений исследования таких устройств — исследование нестационарных процессов, возникающих при изменении положения интерцептора. Когда время отклонения щитка сопоставимо с временем образования и перемещения газодинамических структур по сопловому каналу вблизи щитка, могут появляться скачкообразные изменения вектора тяги и нагрузок на привод органа управления. Особый интерес представляют эффекты, возникающие при образовании зоны обратного затекания. Нестационарные явления должны быть исследованы для проектирования системы привода интерцептора и для недопущения потери управляемости летательного аппарата.

Постановка задачи

Основной целью работы было моделирование работы внутрисоплового интерцептора в перерасширенном сопле. Течение моделировалось в трехмерной стационарной постановке. Решалась система уравнений Навье — Стокса, осредненных по Рейнольдсу. Система уравнений замыкалась уравнениями модели турбулентности $k-\omega$.

Результаты исследования

В рамках исследования проверяли работу интерцептора при разных давлениях в камере сгорания. Отслеживали нагрузку на интерцептор, изменение отклоняющего усилия, уменьшение осевой компоненты силы тяги, отслеживали возникновение эф-

фекта обратного затекания. Были получены соответствующие значения тяговых характеристик и нагрузок.

Информация о гранте

*Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда
(проект № 21-79-00100).*

Литература

- [1] Калугин В.Т. Аэродинамика органов управления полетом летательных аппаратов. Москва, Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2004, 688 с.
- [2] Tiran W., Cavalleri R. CFD evaluation of an advanced thrust vector control concept. 26th Joint Propulsion Conference, AIAA Paper 90-1900, 1990. DOI: <https://doi.org/10.2514/6.1990-1900>
- [3] Tiran W., Cavalleri R., Readey H. Thrust vector control using movable probes. 28th Joint Propulsion Conference, AIAA 90-0562, 1990. DOI: <https://doi.org/10.2514/6.1990-562>
- [4] Tiran W., Cavalleri R., Lewis L. Experimental and theoretical comparison of the probe thrust vector control concept. 27th Joint Propulsion Conference, AIAA 91-2476, 1991. DOI: <https://doi.org/10.2514/6.1991-2476>

УДК 533.6.04

Исследование возможности совмещения аэродинамического и подводного крыла

Костиков Андрей Константинович
БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова

7961966@mail.ru

Иванов Данила Андреевич
БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова

divanov2001@yandex.ru

Григорьев Михаил Сергеевич
БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова

grigorm12345@yandex.ru

Рассмотрена возможность совмещения аэродинамического и подводного крыла для изучения стабильности движения летательных и водных аппаратов, использующих такую схему; вывода различных зависимостей, а также для уменьшения расхода топлива, увеличения грузоподъемности и повышения экономического потенциала. Также изучение данной компоновки крыльев позволит в дальнейшем осуществлять более точное изучение характеристик разрабатываемых аппаратов на моменте их проектирования.

Ключевые слова: аэродинамическое крыло, подводное крыло, летательный аппарат, судно на подводном крыле, динамический принцип поддержания подъемной силы, суда на динамической воздушной подушке

В сегодняшних реалиях есть проблема передвижения людей в некоторых регионах Сибири и на Дальнем Востоке нашей страны, в силу отсутствия возможности проложить дорожное/железнодорожное сообщение до большинства населенных пунктов. Также существует проблема большого расхода топлива на судах на динамической воздушной подушке во время взлета. Данная работа рассмотрит вопрос повышения эффективности судов на подводных крыльях, гидропланах и судах, использующих динамический принцип поддержания подъемной силы путем добавления системы из аэродинамического и подводного крыла.

Цель работы — предложить способы совмещения аэродинамического и подводных крыльев и выведение формул их зависимости.

Задачи:

- выведение коэффициента прироста подъемной силы у профилей разного типа, получение графиков зависимости подъемной силы от высоты профиля относительно поверхности;
- выведение формул совмещающих силы, действующие на аэродинамические и гидродинамические поверхности;
- Рассмотрение компоновок судов на подводных крыльях а также аэродинамических компоновок.

В XX веке вопрос передвижения людей в восточных регионах России помогали решать суда на подводных крыльях (СПК), которые могли быстро по реке доставить различные грузы и пассажиров из одной точки в другую. У судов такого типа были и минусы: они очень неэкономичны и требовательны к обслуживанию. Эти минусы обуславливаются большим расходом топлива, дороговизной запчастей и довольно

сложной конструкцией. Суда на динамической воздушной подушке довольно схожи с СПК. Учитывая и так невысокую экономичность данного летательного аппарата (ЛА) существуют возможности ее увеличения.

В рамках данного исследования рассмотрено внедрение в СПК аэродинамических поверхностей, создающих эффект динамического поддержания подъемной силы, а в летательные аппараты — шасси в виде подводного крыла. Внедрение таких изменений позволит увеличить грузоподъемность у СПК, что существенно повлияет на стоимость перевозок и, как следствие, положительно отразится на потенциале использования таких судов для гражданских нужд. Основной идеей является увеличение грузоподъемности СПК путем применения динамического принципа поддержания подъемной силы, оставив безыменными другие характеристики СПК.

В начале исследования были выбраны профили. В качестве первого образца был взят высококонесущий профиль 35-А, который используется в разработке индивидуального водного средства передвижения (ИВСП) «Скат».

Данный профиль был исследован на высотах 0,1; 0,5; 1,0 и 1,5 м. В ходе изучения литературы было выявлено соотношение высоты полета и длины средней аэродинамической хорды (САХ) [1], которое обеспечивает наиболее эффективный полет судна на динамической воздушной подушке. Высота должна быть меньше либо равна половине САХ. После проведения ряда экспериментов на представленных высотах, был получен график зависимости подъемной силы от высоты полета.

После исследований данного профиля высотой, на которой наблюдается наибольший прирост подъемной силы, является 0,5 м. Прирост подъемной силы равен 45 %.

Затем для получения общей картины было принято решение об исследовании других типов профилей, чтобы также получить высоту, на которой будет замечен наибольший прирост подъемной силы. И далее на основании этих данных будет выведена формула отражающая зависимость аэродинамического и подводного крыла. Были выбраны профили разных типов: выпукло-вогнутый A18, симметричный EPPLER E473, S-образный FAUVEL 14 % [2]. Данные профили исследовались на высотах $h_1 = 0$, $h_2 = (1/4)b$, $h_3 = (1/2)b$, $h_4 = (3/4)b$, $h_5 = b$, где b — длина САХ. Все исследования проводились на нулевом угле атаки.

После проведения расчетов были получены графики зависимости подъемной силы от высоты полета над поверхностью, имитирующей водную гладь. Были определены значения максимального прироста подъемной силы, а также выявлено, что симметричный профиль EPPLER E473 и S-образный профиль на данном угле атаки неэффективны.

Далее был исследован профиль подводного крыла ИВСП «Скат» [3]. Исследования проводились на высотах $h_1 = 1,08$ и $h_2 = 1,330$ м и при углах атаки -5 , 0 и 15° .

В ходе исследования было получено, что коэффициент прироста подъемной силы k лежит в промежутке от 1 до 1,6. Далее можно объединить подъемные силы аэродинамического и подводного крыла в одну формулу общей подъемной силы и тогда эта формула будет принимать вид

$$Y_{\text{общ}} = k \left(C_y S \frac{\rho V^2}{2} \right) + \sum_{i=1}^n \left(C_{yi} S_i \frac{\rho (V + V_T)^2}{2} \right) \cos \varphi_i. \quad (*)$$

где C_y — коэффициент подъемной силы крыла; ρ — плотность воздуха; ρ_v — плотность воды; S — площадь аэродинамического крыла, S_i — площадь консоли подводного крыльевого устройства (ПКУ); $\cos \varphi_i$ — косинус угла наклона консолей ПКУ

относительно поперечной оси аппарата; V — скорость набегающего потока; V_t — скорость течения воды под влиянием динамического принципа поддержания подъемной силы; k — коэффициент прироста аэродинамической подъемной силы под влиянием динамического принципа поддержания подъемной силы. Формула для лобового сопротивления принимает следующий вид:

$$X = \left(C_x S \frac{\rho V^2}{2} \right) + R_x + C_{x \text{ вол}},$$

где R_x — гидродинамическая сила лобового сопротивления; C_x — коэффициент аэродинамического лобового сопротивления (см. формулу (*)) [3]; $C_{x \text{ вол}}$ — волновое сопротивление погруженной части аппарата,

$$C_{x \text{ вол}} = \frac{C_y^2}{2Fr^2} e^{\frac{-2\bar{h}_{cp}}{Fr^2}} \left(1 - \frac{2\pi}{Fr^2} e^{\frac{-2\bar{h}_{cp}}{Fr^2}} \right), Fr = \frac{V}{\sqrt{gb_{cp}}}.$$

В итоге был получен первый вид формулы, в которой совмещены силы, которые действуют на аэродинамические и гидродинамические поверхности. Далее планируется продолжить вывод данной формулы и универсализировать ее под различные углы атаки [4, 5]. Также есть необходимость в выявлении закономерности изменения коэффициента прироста подъемной силы k для его аналитической оценки, а не оценки на основании серии экспериментов.

Литература

- [1] Белавин Н.И. Экранопланы (по данным зарубежной печати). Ленинград, Судостроение, 1977, 232 с.
- [2] Airfoils A to Z. 2022. Available at: <http://airfoiltools.com/> (accessed November 12, 2022).
- [3] Болотин А.А. Применение метода дискретных вихрей для исследования подводных вихрей. Проблемы кораблестроения и океанотехники: тр. НГТУ им. Р.Е. Алексеева. Нижний Новгород, 2015, с. 209–213.
- [4] Богданов А.И. Разработка первых международных требований к безопасности экранопланов. Морской вестник, 2005, № 1, с. 69–82.
- [5] Дементьев В.А., Крапивин В.В. Методологические аспекты создания экранопланов. Нижний Новгород, Нижегород. гос. техн. ун-т им. Р.Е. Алексеева, 2012, 78 с.

УДК 629.7.35

Исследование компоновки самолета на альтернативном топливе с использованием масштабной модели

Байков Алексей Анатольевич
ПАО «Туполев»

lehusb@mail.ru

Карпеченко Анастасия Георгиевна
ПАО «Туполев»

karpechenko@mail.ru

Никулочкин Михаил Юрьевич
ПАО «Туполев»

nikulochkinm@rambler.ru

Журин Дмитрий Леонидович
ПАО «Туполев»

dlzhurin@gmail.com

Представлено описание модели криоплана Ту-136, технологии ее изготовления и процесса начального этапа летных исследований модели. Показан путь ее модификации для получения необходимых пилотажных характеристик. Обозначена роль и значение трубных экспериментов с имитаторами воздушных винтов в понимании явления обдувки крыла вихристой струей от воздушных винтов силовой установки с большим выносом вперед.

Ключевые слова: криоплан, топливо, крыло, хвостовая часть

В процессе создания новых образцов авиатехники разработчик вынужден принимать ранее не применявшиеся технические решения для повышения уровня технической конкурентоспособности разрабатываемого объекта. Как правило, такие решения носят концептуальный характер для проектируемого объекта и содержат в себе ряд особенностей, без учета которых повышаются риски реализации программы [1]. Своевременно подтвержденная рациональность и апробированные пути реализации таких решений позволяют минимизировать технические риски при переходе проекта в стадию технической реализации.

Сталкиваясь с этими проблемами, разработчик вынужден искать способ подтверждения рациональности и жизнеспособности принятых концептуальных решений с минимальными трудозатратами на их реализацию. Одним из таких способов является проведение постройки и испытаний летающих масштабных моделей для решения вопросов, связанных с подтверждением:

- особенностей выбранной компоновки;
- аэродинамических, динамических, транспортных и прочих характеристик.

При разработке проекта криоплана Ту-136 применена аэродинамическая схема «дуплан». Данная схема компоновки крыльев очень хорошо интегрируется с криогенными баками цилиндрической формы большого объема.

Однако наличие переднего крыла, выполняющего функции пилона для подвески и двигателя, и криогенного бака, вносит свои особенности в характеристики летательного аппарата [2]. Для выявления этих особенностей и для предварительной оценки влияния такой компоновки крыльев и основных агрегатов ЛА было принято решение о постройке летающей модели криоплана. На построенной модели при проведении летных испытаний предполагалось провести отработку и исследования:

- пилотажных характеристик компоновки;
- устойчивости, управляемости и органов управления;

- влияния обдувки несущих поверхностей и мотогондолы воздушными винтами;
- сложной механизации крыльев.

Силами ПКЦ «Технические проекты» была разработана и построена такая модель криоплана Ту-136 в масштабе 1:10.

При постройке модели использованы авиамодельные технологии, реализованные при постройке агрегатов планера ЛА и при прокладке контуров управления [3, 4].

Для проведения испытательных полетов модели на территории ЖЛИ и ДБ ПАО «Туполев» были разработаны:

- программы летных испытаний и маршрутов полетов;
- инструкции для оператора управления.

Эти документы согласовывались со службами ЖЛИ и ДБ и службами, ответственными за проведение полетов в ЛИИ им М.М. Громова. После согласования этих документов был проведен ряд полетов в соответствии с программой испытаний.

Проведенные полеты модели криоплана выявили недостаточную статическую неустойчивость в продольном и путевом каналах. Анализ этих данных совместно с результатами продувок аэродинамической модели криоплана, оборудованной имитаторами воздушных винтов, в аэродинамической трубе СибНИА им. С.А. Чаплыгина позволил провести необходимые изменения в расположении и конфигурацию ВО и ГО модели, а также в механизацию основного крыла ЛА.

Основные изменения в конфигурации несущих и управляющих поверхностей модели заключались в следующем:

- установке на внешних частях консолей основного крыла криоплана дефлекторов, имитирующих щелевой предкрылок;
- введении отклоненных вверх концевых крылышек для повышения устойчивости в канале крена;
- увеличении площади ВО и ГО, что привело к увеличению статического момента $B_{ВО}$ с 0,087 до 0,097, а статического момента $A_{ГО}$ — с 0,796 до 1,1.

Проведенные изменения в конфигурации несущих поверхностей модели позволили существенно улучшить характеристики устойчивости и управляемости на взлетных углах атаки, что было подтверждено рядом полетов.

Выводы:

1. Проведенные испытания масштабной модели позволили выявить недостаточную устойчивость компоновки при выбранной геометрии и расположении ВО и ГО.
2. Проведенный совместный анализ продувок в АДТ с имитаторами воздушных винтов и результатов первоначальных полетов позволил провести необходимые доработки модели и реализовать достаточную устойчивость модели для проведения управляемого полета и последующей реализации при выполнении проекта криоплана Ту-136.

Литература

- [1] Арепьев А.Н. Концептуальное проектирование магистральных пассажирских самолетов. Компоновка и летные характеристики. Москва, МАИ, 1999, 88 с.
- [2] Андреев В., Борисов В., Климов В. и др. Внимание: газы. Криогенное топливо для авиации. Справочник-воспоминание для всех. Москва, Моск. рабочий, 2001, 223 с.
- [3] Исследование конструктивных особенностей применения АСКТ на региональном самолете выполненного по схеме «дуплан». Отчет о НИР. ОАО «Туполев», 2011.
- [4] Лебедев А.А., Чернобровкин Л.С. Динамика полета беспилотных летательных аппаратов. Москва, Машиностроение, 1973, 616 с.

УДК 621.7.04

Жесткость композитной изогридной пластины

Егоров Антон Витальевич

av_egorov@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Краснова Алиса Алексеевна

alicek99@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Кистень Климент Константинович

Klim_Kisten@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Рассмотрена прямоугольная изогридная пластина, изготовленная из композитных материалов. Ребра жесткости имеют однонаправленную структуру, прямоугольное поперечное сечение, идеальную геометрию, включая и зоны узлов. Решается плоская задача. В качестве внешней нагрузки выбрана продольная осевая сила. Ребра воспринимают только деформации растяжения-сжатия. Жесткость изогридной пластины находится из условия равенства виртуальных работ внутренних сил изогридной пластины и эквивалентной ей сплошной пластины. Для расчетов написана компьютерная программа в Си++ и в Mathcad. Исследованы зависимости поперечных размеров ребер и массы изогридной пластины от длины ребер.

Ключевые слова: изогрид, композитный материал, жесткость, углепластик, изогридная пластина

Введение

Изогридные конструкции являются эффективными по массе для ракетно-космической техники. Применение в качестве ребер изогридов композитных материалов дополнительно повышает весовую отдачу изогридов. Современные технологии позволяют изготавливать композитные изогриды с ячейками разных размеров [1]. Выбор рациональных размеров ячеек осуществляется из условий требуемой прочности конструкций и минимальной массы [2, 3].

Цель предлагаемой работы — построить математическую модель композитного изогрида как стержневой системы, написать компьютерную программу вычисления тангенциальной жесткости изогридной пластины и ее массы.

Методы

В основу модели положены следующие допущения. Ребра выполнены из однонаправленного композитного материала, деформируются упруго при растяжении-сжатии, изгиб не учитывается, так как считаем, что в узлах решетки ребра могут проворачиваться относительно друг друга на малые углы. Такое представление изогридной конструкции аналогично ферменной конструкции, в которой стержни связаны через шарниры. Внешние растягивающие и сдвигающие нагрузки приложены в плоскости изогридной пластины (тангенциальной плоскости). Поэтому в пластине реализуется плоское напряженное состояние. Изогридная сетка имеет идеальные геометрические параметры, т. е. ячейки представляют собой равносторонние треугольники, ребра имеют постоянную толщину, включая зоны пересечения. Матрица жесткости

изогридной пластины определяется из условия равенства виртуальной работы внутренних сил стержневой системы и эквивалентной сплошной пластины [4]. Толщина сплошной пластины задается в двух вариантах: по равной массе или равной жесткости изогридной пластины. На основе модели составлена блок-схема расчета, в которой предусматривается варьирование длины ребра в ячейке. По блок-схеме была разработана компьютерная программа, написанная на языке Си++. Малое время счета дает возможность использовать программу для проведения проектировочных расчетов изогридных пластин.

Результаты

Расчеты проведены для изогридной пластины со слоистыми углепластиковыми ребрами. Изогридная пластина нагружена растягивающей силой в направлении длины пластины. Место приложения нагрузки усилено жесткой окантовкой что также включает переход изогридной конструкции в механизм. Исследованы зависимости поперечных размеров ребер и массы изогридной пластины от размеров ячейки.

Обсуждение

Разработанные модели деформирования композитной изогридной пластины и компьютерная программа позволили определить матрицу жесткости изогридной пластины и выявить зависимость ее массы от размеров ячеек. Для вычисления матрицы жесткости изогридной пластины использовалось континуальная модель.

Заключение

Полученные графические результаты ориентируют проектировщиков композитных изогридных конструкций и могут быть распространены на конструкции более сложной формы.

Литература

- [1] Van den Brink W.M., Vankan W.J. Design for manufacturing of fuselage panels with curved grid stiffening. Proc of 17th International Conference on Composite Structure. Porto, Portugal, 2012, 18 p.
- [2] Бурнышева Т.В., Каледин В.О. Сравнение дискретного и континуального подхода к расчету напряженного состояния сетчатых оболочечных конструкций при статическом нагружении. Научно-технический вестник Поволжья, 2011, № 4, с. 113–116.
- [3] Бурнышева Т.В., Штейнбрехер О.А. Параметрическая оптимизация анизогридных оболочек нерегулярной структуры. Инженерный журнал: наука и инновации, 2019, вып. 8. DOI: <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2019-8-1910>
- [4] Усюкин В.И. Строительная механика конструкций космической техники. Москва, Машиностроение, 1988, 392 с.

УДК 629.7.026.6

Концепция рассредоточенной двигательной установки на вращающемся пилотируемом космическом аппарате

Рамазанова Джамиля Рамазановна

ramazanova-djamilya@mail.ru

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Работа посвящена решению задачи расположения и работы двигательной установки непрерывно вращающегося торроидального пилотируемого космического аппарата диаметром 100 м. Предложена концепция рассредоточения групп двигателей малой тяги по конструкции космического аппарата. Такая схема обеспечивает работу двигателей при непрерывном вращении аппарата вокруг своей оси на все время космического полета. Описаны достоинства и недостатки данной концепции.

Ключевые слова: пилотируемый космический аппарат, вращающийся космический аппарат, имитация гравитации, рассредоточенная двигательная установка

Современная пилотируемая космонавтика мира вышла на новый рубеж — концепцию колонизации других планет и спутников Солнечной системы. Это предполагает создание качественно иных пилотируемых космических аппаратов (ПКА). Он должен перевозить большие экипажи на далекие планеты, а вся программа предполагает большую продолжительность выполнения и повторяющиеся полеты.

Для этого был создан проект ПКА «Джамиля» [1, 2], имеющий форму тора диаметром 100 м. Непрерывное вращение вокруг своей оси создает имитацию гравитационного воздействия на все время полета, что позволит решить проблему негативных последствий невесомости на организм экипажа в длительных полетах.

Основной задачей данного ПКА является перевозка экипажа в космическом пространстве между орбитами планет, при этом непрерывно вращаясь. В данной работе рассматривается вопрос обеспечения двигательной установкой (ДУ) ПКА «Джамиля».

Основные трудности в выборе ДУ создают следующие особенности ПКА:

- большая масса по сравнению с современными ПКА для межпланетных перелетов;
- большая разнесенность масс относительно центра масс ПКА, что влечет большой момент инерции конструкции;
- придание поступательного движения непрерывно вращающегося тора ПКА вокруг своего центра;
- недостаточная прочность конструкции при поперечных воздействиях.

На сегодняшний день в основном используются химические ДУ. Однако активно развиваются ДУ на альтернативных энергоустановках, обещающие гораздо лучшие характеристики для широкого использования, особенно на КА с большой массой. В работе [3] показано, что ядерные электроракетные двигательные установки ЯЭРДУ по сравнению с разгонным блоком (РБ) на основе жидкостного ракетного двигателя (ЖРД) обладает большей эффективностью из-за снижения не менее чем в два раза числа пусков ракеты-носителя (РН) для доставки одного и того же полезного груза на заданную орбиту. Одним из важнейших способов повышения эффективности транспортных операций в космосе является многократное использование элементов транспортной системы. Также была подтверждена целесообразность и эффективность использования ЭРДУ для межпланетных перелетов, обеспечивающих минимальную

начальную массу межпланетного экспедиционного комплекса, а также высокую надежность и низкую стоимость экспедиции [4].

Главным недостатком таких ДУ является малая тяга, поэтому их придется набирать довольно много «в связке» для главной ДУ (ГДУ). Принцип использования таких двигателей в ГДУ также будет иным: они будут работать на протяжении почти всего времени перелета, и расчетная траектория КА будет иной. При этом реальные выгоды перед химическими ДУ проявятся только при дальних космических перелетах.

Для космических полетов этот проект также предполагает использование двигателей малой тяги в качестве ДУ. При решении задачи расположения ДУ было рассмотрено два варианта.

Первый вариант предполагает расположение группы двигателей с вектором тяги через центр масс ПКА, следовательно, через центр вращения тора. Установка двигателей возможна на центральном стыковочном узле (ЦСУ) ПКА «Джамиля». В этом случае тяга от работающей ДУ через ЦСУ передается на тор через группы транспортировочных тросов, что создаст дополнительные напряжения в конструкции тора и ее модулей. При вращении натяжения разных групп транспортировочных тросов будут разными и периодически меняться в соответствии с вращением тора. При этом периодически будут меняться изгибающие напряжения в модулях тора, то есть весь тор будет периодически искривляться и «раскачиваться».

По второму пути организации ДУ для ПКА «Джамиля» предлагается отказ от традиционного «пучкового» построения ГДУ и, вместо него, организацию равномерно-распределенного по контуру тора значительного числа пакетов двигательных установок (ПДУ), расположенных на поворотных платформах ДУ. Такое решение еще не встречалось в космической технике. Малая тяга двигателей компенсируется большим количеством в одном пакете и в сумме на торе. Для подобной конструкции ПКА такой выбор ДУ создает меньшие нагрузки на конструкцию.

Недостатки предлагаемого решения ГДУ:

- размещение ПДУ по обеим сторонам «плоскости» тора;
- низкая скорость полета ПКА;
- проблема совмещения «маршевого хода» с вращением ПКА.

Основой решения этой задачи является равномерное рассредоточение групп двигателей малой тяги по конструкции космического корабля. Это позволяет не перегружать конструкцию и оптимизировать перегрузки на ПКА. Такая схема обеспечивает работу двигателей при непрерывном вращении аппарата вокруг своей оси, что позволяет создавать условия искусственной гравитации на все время космического полета.

Литература

- [1] Ramazanova D.R., Alifanov O.M. Promising manned spacecraft for a long-duration flight with a flexible. *Journal of Space Safety Engineering*, 2021, vol. 8, iss. 4, pp. 259–265.
- [2] Рамазанова Д.Р. Надувная конструкция пилотируемого космического аппарата для дальних и длительных космических полетов. Всероссийский молодежный конкурс научно-технических работ «Орбита молодежи» и Всероссийский молодежный научно-практическая конференция «Орбита молодежи»: матер. конф. Красноярск, 2018, с. 182–184.
- [3] Семенов Ю.П., Филин В.М., Соколов Б.А., Клиппа В.П., Лакеев В.Н., Рогов А.В., Синявский В.В., Юдицкий В.Д. О космическом захоронении особо опасных радиоактивных отходов атомной энергетики. *Известия РАН. Энергетика*, 2003, № 3, с. 6–14.
- [4] Легостаев В.П., Лопота В.А., Синявский В.В. Перспективы и эффективность применения космических ядерно-энергетических установок и ядерных электроракетных двигательных установок. *Космическая техника и технологии*, 2013, № 1, с. 6–17.



Секция 3. ОСНОВОПОЛОЖНИКИ АЭРОКОСМИЧЕСКОГО ДВИГАТЕЛЕСТРОЕНИЯ И ПРОБЛЕМЫ ТЕОРИИ И КОНСТРУКЦИЙ ДВИГАТЕЛЕЙ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

УДК 629.7.023.001

Перспективы применения комбинированных пористо-сетчатых материалов в конструкции внутрибаковых устройств двигательных установок космических аппаратов и разгонных блоков

Полянский Александр Ромилович

pol_alex1@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Сапожников Владимир Борисович

sapojnikov@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Корольков Анатолий Владимирович

an_korolkov@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Приведено теоретическое и экспериментальное обоснование перспективности применения материалов нового типа — комбинированных пористо-сетчатых материалов (КПСМ) в конструкции внутрибаковых устройств (ВБУ) двигательных установок с целью обеспечения многократного запуска ЖРД космических аппаратов и разгонных блоков в условиях практической невесомости. Показано, что работа КПСМ сопровождается явлениями, отсутствующими при использовании ранее применявшихся для этой цели сетчатых материалов. В результате эффективность ВБУ на основе КПСМ существенно возрастает, что, в конечном итоге, позволяет свести до минимума невырабатываемые остатки топлива в баках и тем самым повысить энергомассовую эффективность летательных аппаратов в целом.

Ключевые слова: жидкостный ракетный двигатель, многократный запуск, условия практической невесомости, внутрибаковые устройства

Одной из проблем, появившихся одновременно с началом практического освоения космического пространства в конце 50-х годов прошлого столетия, стала проблема обеспечения многократного запуска жидкостных ракетных двигателей (ЖРД) космических летательных аппаратов (КЛА) в условиях, близких к невесомости. К настоящему времени разработаны многочисленные технические устройства и способы для решения этой проблемы, начиная от применения разделительных диафрагм в топливных баках (ТБ) и заканчивая использованием акустических либо электромагнитных полей для управления положением поверхности раздела «жидкость-газ» при невесомости.

Однако наибольшее распространение при объемах ТБ, превышающих сотни литров, получили внутрибаковые устройства (ВБУ) на основе так называемых сетчатых разделителей (СР) на основе металлических плетеных сеток [1–4]. Принцип работы этих устройств заключается в том, что для предотвращения прорыва газа наддува в расходные магистрали ТБ при запуске ЖРД в невесомости используются силы поверхностного натяжения (капиллярные силы), величина которых тем больше, чем меньше характерный размер ячеек СР. Главными недостатками таких устройств при относительно малом гидравлическом сопротивлении СР являются нестабильность их параметров в процессе работы, технологические проблемы крепления СР в корпусные элементы ВБУ, необходимость наличия опорных каркасов для СР. Кроме того, если газ наддува все-таки проходит через СР, эти устройства перестают работать.

В начале 80-х годов прошлого столетия коллективом сотрудников НИИ ЭМ МВТУ им. Баумана во главе с профессором В.М. Поляевым был предложен новый вид СР на основе так называемых комбинированных пористо-сетчатых материалов (КПСМ) [5].

В настоящее время следует считать целесообразным широкое применение КПСМ в конструкции элементов ВБУ, так как их свойства в этом качестве заметно превосходят характеристики обычных СР [6–16].

В докладе приводятся обобщенные данные экспериментальных и теоретических исследований работоспособности ВБУ на основе КПСМ. Показано, что работа КПСМ сопровождается явлениями, отсутствующими у обычных СР на основе металлических плетеных сеток. В частности, у КПСМ, в силу их трехмерной структуры в отличие от плоских СР, обнаружен эффект т. н. саморегенерации. Иначе говоря, если газ наддува прорывается во внутреннюю полость ВБУ на основе КПСМ, перепад давления на КПСМ падает и жидкость под действием капиллярных сил перемещается в тангенциальном направлении по толщине КПСМ, вновь предотвращая доступ газа во внутреннюю полость ВБУ.

В результате эффективность ВБУ на основе КПСМ существенно возрастает, что, в конечном итоге, позволяет свести до минимума невырабатываемые остатки топлива в баках и, тем самым, повысить энергомассовую эффективность КЛА в целом. Указанный тип ВБУ особенно предпочтителен для обеспечения многократного запуска ЖРД КЛА длительного функционирования в условиях практической невесомости и знакопеременных возмущающих ускорений.

Литература

- [1] Багров В.В., Курпатенков А.В., Поляев В.М. (ред.) и др. Капиллярные системы отбора жидкости из баков космических летательных аппаратов. Москва, УНПЦ «Энергомаш», 1997, 328 с.
- [2] ГОСТ 3187–76. Сетки проволоочные тканые фильтровые. Технические условия. Москва, Изд-во стандартов, 1976, 7 с.
- [3] ГОСТ 6613–86. Сетки проволоочные тканые с квадратными ячейками. Технические условия. Москва, Изд-во стандартов, 1986, 12 с.
- [4] Давыдов С.А. Численный расчет взаимодействия свободной поверхности жидкости с сетчатой разделительной перегородкой. Сб. науч. тр. «Математическое моделирование в механике жидкости и газа». Днепропетровск, ДГУ, 1992, с. 72–77.
- [5] Синельников Ю.И. и др. Пористые сетчатые материалы. Москва, Металлургия, 1983, 64 с.

- [6] Сапожников В.Б., Меньшиков В.А., Партола И.С., Корольков А.В. Развитие идей профессора В.М. Поляева по применению пористо-сетчатых материалов для внутрибаковых устройств, обеспечивающих многократный запуск жидкостных ракетных двигателей. Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Машиностроение, 2006, № 2 (63), с. 78–88.
- [7] Корольков А.В., Партола И.С., Сапожников В.Б. Теоретические основы разработки и экспериментальной отработки капиллярных заборных устройств с минимальными остатками топлива. Научно-технические разработки ОКБ-23 — КБ «Салют». Вып. 1. Москва, Воздушный транспорт, 2006, с. 313–320.
- [8] Корольков А.В., Сапожников В.Б. Расчетная оценка работоспособности внутрибаковых капиллярных заборных устройств при действии отрицательных ускорений. К.Э. Циолковский и будущее космонавтики: матер. XLVI Науч. чтений памяти К.Э. Циолковского. Калуга, 2011, с. 106–107.
- [9] Гришко Я.П., Большаков В.А., Константинов С.Б., Корольков А.В., Новиков Ю.М., Мартынов М.Б., Сапожников В.Б. Применение комбинированных пористо-сетчатых материалов в конструкции внутрибаковых устройств двигательных установок космических аппаратов, верхних ступеней ракет-носителей и разгонных блоков. Вестник Сибирского государственного аэрокосмического университета им. М.Ф. Решетнева, 2011, вып. 3 (36), с. 122–126.
- [10] Крылов В.И., Новиков Ю.М., Сапожников В.Б., Ягодников Д.А. Наземная отработка капиллярных фазоразделителей на основе комбинированных пористо-сетчатых материалов для топливных баков жидкостных ракетных двигателей верхних ступеней ракет-носителей, разгонных блоков и космических аппаратов. Инженерный журнал: наука и инновации, 2013, вып. 4 (16), с. 41.
- [11] Корольков А.В., Сапожников В.Б. Отделение газа от жидкости в потоке газожидкостной смеси в условиях невесомости с помощью комбинированных пористо-сетчатых материалов. Современная наука: идеи, исследования, результаты, технологии, 2014, вып. 1 (14). Днепропетровск, «НПВК Триакон», 2014, с. 60–65.
- [12] Александров Л.Г., Богданов А.А., Большаков В.А., Константинов С.Б., Новиков Ю.М., Сапожников В.Б. К вопросу разработки ВБУ КТ из КПСМ для КА дальнего космоса: результаты этапа экспериментальной отработки базовой конструкции ВБУ КТ. Ракетно-космические двигательные установки: сб. матер. Всерос. науч.-техн. конф. Москва, ИИУ МГОУ, 2015, с. 50–58.
- [13] Александров А.А., Хартов В.В., Новиков Ю.М., Крылов В.И., Ягодников Д.А. Современное состояние и перспективы разработки капиллярных топливозаборных устройств из комбинированных пористо-сетчатых материалов для космических аппаратов с длительным сроком активного существования. Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Машиностроение, 2015, № 6 (105), с. 130–142.
- [14] Авраамов Н.И., Лоханов И.В., Новиков А.В., Сапожников В.Б., Ягодников Д.А. Экспериментальное и методическое обеспечение исследования гидродинамических процессов в топливных баках с капиллярными системами отбора криогенных компонентов. Вестник НПО им. С.А. Лавочкина, 2017, № 1 (35), с. 36–42.
- [15] Александров Л.Г., Константинов С.Б., Корольков А.В., Сапожников В.Б. Топливный бак с капиллярным внутрибаковым устройством космической двигательной установки. Вестник НПО им. С.А. Лавочкина, 2021, № 4 (54), с. 15–21.

УДК 629.7.036.54

Аналитическое исследование областей рационального использования насосной и вытеснительной подачи топлива в жидкостных ракетных двигателях и совместного применения этих подач

Саркисов Александр Вадимович

sasha.sarkisov.06@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Полянский Александр Ромилович

pol_alex1@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Настоящая работа посвящена теоретическому обоснованию областей рационального применения классических схем систем подачи топлива жидкостных ракетных двигателей — насосной и вытеснительной систем. Сделаны выводы о перспективности проектирования комбинированной схемы жидкостного ракетной двигательной установки, принципиальная особенность которой заключается в совместном применении элементов насосной и вытеснительной систем подачи топлива.

Ключевые слова: ракетный двигатель, жидкостная ракетная двигательная установка, насосные системы подачи, вытеснительные системы подачи, область рационального применения

Потенциальным направлением повышения безотказности жидкостной ракетной двигательной установкой (ЖРДУ) является разработка комбинированной схемы ЖРДУ с параллельным включением вытеснительной системы (ВСП) и насосной системы подачи (НСП). Подобное интегрирование позволит иметь резервную систему подачи топлива, которая начнет работу в случае прекращения работоспособности основной системы с помощью переключения рабочих магистралей, спроектированных с учетом обоих режимов. Конечным результатом станет повышение вероятности успешного выполнения поставленной задачи по выведению полезной нагрузки и ее сведения с орбиты к концу срока службы для снижения не прекращаемо растущих рисков, связанных с увеличением космического мусора [1].

Целью работы является, на основании исследования аналитических моделей характеризующих рассматриваемые схемы ЖРДУ, определение рациональных областей работы [2] каждой из них и формирование представления об условиях эффективного применения комбинированной схемы.

В данной работе рассмотрено влияние конструкционных и энергетических параметров [3–5] соответствующих определенной схеме, на области эффективного применения ЖРДУ. Проведено сравнение схем ЖРДУ с разложением унитарного топлива, относящаяся к ВСП, со схемами насосной системы подачи (НСП) [6]. В рамках анализа ВСП приняты во внимание результаты численного анализа и экспериментальных работ по предложенной новой системе подачи, работающей на принципах «самонаддувающегося» вытеснительного газа. Схема, хранящая вытеснительный газ в сжиженном состоянии и подогревающая его за счет тепла, отводимого от регенеративной системы охлаждения ЖРД, отличается относительно высокой надежностью и пониженной массой в сравнении с традиционными ВСП [7].

Подлежащие анализу насосные системы подачи, применяющие аккумуляторы сжатого газа для первичного вытеснения из топливных баков, являются такие схемы как схема ЖРД с разложением вспомогательного однокомпонентного или основного топлива в жидкостном газогенераторе (ЖГГ), также активно эксплуатируются и разрабатываются схема с ЖГГ на двухкомпонентном топливе [8]. В рамках данного исследования дополнительно рассмотрена перспективная схема ЖРД с электронасосным агрегатом (ЭНА) [9, 10]. Применение ЭНА на данный момент ограничено небольшими показателями тяги измеряемых в десятках кН и не рассматривается в качестве замены двигателей, работающих по закрытому циклу, с дожиганием генераторного газа. Однако для двигательных установок с меньшими характеристиками ЭНА способен не только снизить напряженность конструкции с точки зрения тепловых потоков, но и с развитием аккумуляторных технологий не уступать по энергетическим характеристикам ЖРДУ с ТНА. По полученным аналитическим зависимостям параметров: времени работы, массы и тяги ЖРДУ определена область рационального применения рассмотренных систем подачи топлива.

На основании изложенных областей рационального утилизации иных типов ЖРДУ определены условия целесообразности применения комбинированной схемы ЖРДУ для повышения безотказности двигательной установки.

Литература

- [1] Мухамедов Л.П. Основы проектирования транспортных космических систем. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2018, 265 с.
- [2] Егорычев В.С. Термодинамический расчет и проектирование камер ЖРД с СПК TERRA. Самара, Изд-во Самарского государственного аэрокосмического университета, 2013, 108 с.
- [3] Дорофеев А.А. Основы теории тепловых ракетных двигателей. Теория, расчет и проектирование. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2014, 571 с.
- [4] Добровольский М.В. Жидкостные ракетные двигатели. Основы проектирования. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2005, 488 с.
- [5] Sutton G.P., Biblarz O. Rocket Propulsion Elements. Wiley, 2016, 768 p.
- [6] Овсянников Б.В., Боровский Б.И. Теория и расчет агрегатов питания жидкостных ракетных двигателей. Москва, Машиностроение, 1986, 376 с.
- [7] Jun M., Shunichi O., Hiroshi I., Junichiro K. Concept of a Self-Pressurized Feed System for Liquid Rocket Engines and Its Fundamental Experiment Results. Acta Astronaut, 2017, vol. 133, pp. 166–176. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2017.01.017>
- [8] Челомей В.Н., Полухин Д.А., Миркин Н.Н., Орещенко В.М., Усов Г.Л. Пневмогидравлические системы двигательных установок с жидкостными ракетными двигателями. Москва, Машиностроение, 1978, 240 с.
- [9] Груздев В.И. Концептуальные подходы к разработке аккумуляторных батарей с повышенной удельной энергоемкостью для авиационно-космических применений. Вопросы электромеханики, 2015, т. 147, с. 38–44.
- [10] Kwak H.-D., Kwon S., Choi Ch.-H. Performance assessment of electrically driven pump-fed LOX/kerosene cycle rocket engine: Comparison with gas generator cycle. Aerospace Science and Technology, 2018, vol. 77, pp. 67–82.

УДК 621.45.043

Обоснование выбора подшипников для модельной газотурбинной установки на основе модального анализа ее ротора

Пендюрин Даниил Игоревич

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Denni-PN@yandex.ru

Бобров Александр Николаевич

МГТУ им. Н.Э. Баумана

abbvv@bmstu.ru

Рассмотрено создание 3D-модели ротора газотурбинной установки в программном комплексе SolidWorks. Проведен модальный анализ данного ротора в программном комплексе ANSYS Mechanical. Получена диаграмма Кэмпбелла и значения критических частот на различных модах колебаний. Для проверки точности данных произведено сравнение с акустической диагностикой этой же установки, проведенной ранее. Сделаны выводы о приемлемых диапазонах скоростей вращения и режимах работы ротора. Предложены модели подшипников, которые удовлетворяют требованиям и рекомендациям, сформированным на основе теории вращения роторов турбонасосных агрегатов.

Ключевые слова: турбонасосный агрегат, модальный анализ, критическая частота вращения ротора, ANSYS, динамика вращательного движения, резонансные частоты, диаграмма Кэмпбелла

Одним из элементов жидкостного ракетного двигателя (ЖРД), существенно определяющим надежность всей двигательной установки, является турбонасосный агрегат (ТНА). Диапазон частот вращения современных ТНА довольно широк и достигает 35 000 об/мин [1]. Возникновение поперечных колебаний валов наблюдается во всех быстровращающихся роторах. Ввиду наличия смещения центра масс относительно геометрической оси вращения, которое невозможно абсолютно исключить при производстве, а также влияния упругости опор и гироскопического момента, в роторе возникают силы инерции и силы упругости, которые и обуславливают появление собственных поперечных колебаний [2]. Из теории вращения роторов известно, что существуют такие определенные скорости вращения, называемые критическими (резонансными), при достижении которых происходит резкое увеличение амплитуды собственных колебаний до бесконечных значений [3]. В действительности из-за внешнего и внутреннего (в материале вала) трения, конструктивных ограничений и наличия демпфирующих элементов динамический прогиб не может бесконечно возрастать, но возникающие при вращении изгибающие моменты и вибрация могут привести к потере устойчивости и возможному дальнейшему разрушению как самого ротора, так и окружающих его деталей. Вследствие этой особенности валы, которые вращаются с частотой большей критической, принято называть «гибкими», меньшей соответственно «жесткими». Применение «жестких» валов дает ряд преимуществ [4]:

- отсутствие необходимости применять какие-либо приспособления, препятствующие появлению вибрации при переходе через критическую частоту;

- отсутствие необходимости применять подшипники специальной конструкции, позволяющие валу свободно прогибаться при переходе через критическую скорость вращения;
- улучшение условий работы концевых торцевых уплотнений;
- возможность уменьшения зазоров в лабиринтных уплотнениях.

У валов с несколькими дисками, то есть имеющих распределенную массу, существует бесчисленное множество критических частот, для них условие устойчивости будет достигаться путем исключения из рабочих диапазонов тех скоростей вращения, которые находятся в пределах 20–30 % от критических значений [5]. Также использование жестких валов приводит к увеличению массы конструкции ТНА, что является нежелательным для ЖРД [6]. По этой причине существуют конструкции ТНА, роторы которых вращаются с частотой выше 2-й и даже 3-й критической.

Целью данной работы является определение критических частот вращения и обоснование выбора подшипников, как можно лучше обеспечивающих устойчивый режим работы объекта исследования. За объект исследования выбран ротор модельной газотурбинной установки, расположенной на кафедре «Ракетные двигатели» в МГТУ им. Н.Э. Баумана. Турбина — осевая, одноступенчатая, сверхзвуковая, парциальная, без бандажа [7], рабочим телом которой являются продукты сгорания газогенератора (ГГ). В качестве горючего в ГГ используется жидкий этиловый спирт, в качестве окислителя — воздух. Ротор изготовлен из жаропрочной стали 40X15H7Г7Ф2МС. Для обеспечения длительного ресурса функционирования установки рабочие частоты вращения находятся в диапазоне от 150 до 350 Гц. В программном комплексе SolidWorks создана 3D-модель ротора, которая содержит элементы, наиболее влияющие на динамику вращения: диск с лопатками и гидротормоз, предназначенный для потребления мощности, вырабатываемой турбиной. В программном комплексе ANSYS Meshing создана расчетная сетка. В программном комплексе ANSYS Mechanical проведен модальный анализ данного объекта, учитывающий следующие аспекты: 1) свойства материала, из которого изготовлен ротор; 2) места расположения подшипников и их жесткость; 3) эффект Кориолиса; 4) демпфирующий эффект; 5) диапазон рабочих скоростей вращения [8]. Модальным называется анализ, проводящийся с целью определения частот и форм (мод) собственных колебаний конструкции. Также модальный анализ может быть первым шагом для других видов динамического анализа, например, гармонического или спектрального [9]. В результате данного анализа получены критические частоты на различных модах колебаний и построена диаграмма Кэмпбелла.

Для подтверждения точности данных, полученных при модальном анализе, проведено сравнение собственных частот колебаний на различных гармониках с собственными частотами, полученными в ходе акустической диагностики этой же модельной газотурбинной установки. В процессе акустической диагностики использовались волоконно-оптические интерферометры Маха-Цендера, с помощью которых контролировалась скорость вращения и частоты собственных колебаний ротора турбины на различных режимах работы в каждый момент времени. Акустическая диагностика проводилась на скоростных режимах 200 и 220 Гц, сделан вывод о совпадении собственных частот с точностью до 85 %, располагающихся в пределах 100–150 Гц на первых трех модах для вышеуказанных скоростей вращения.

По диаграмме Кэмпбелла сделан вывод [10], что диапазон рабочих частот не содержит критических значений, но является закритическим. При выходе на режим данный ротор способен успешно преодолевать критические частоты без наличия спе-

циальных демпфирующих опор. Рабочий диапазон частот можно назвать устойчивым. На основе анализа рынка подшипников по полученным результатам, предложены модели, которые являются жесткими и способны обеспечивать требуемые частоты вращения и воспринимать возникающие нагрузки.

Литература

- [1] Матвеев В.Н., Сулинов А.В. Проектный расчет одноступенчатых и двухступенчатых автономных осевых турбин турбонасосных агрегатов ЖРД. Самара, Самар. гос. аэрокосм. ун-т им. С. П. Королева, 2011, 85 с.
- [2] Биргер И.А., Шорр Б.Ф., Иосилевич Г.Б. Расчет на прочность деталей машин: Справочник. Москва, Машиностроение, 1993, 640 с.
- [3] Васильев Ю.А., Лоскутникова Г.Т. Колебания валов ТНА. Критические скорости вращения роторов ТНА. Москва, МВТУ, 1986, 48 с.
- [4] Коротков В.А., Татаренко Ю.В. Расчет критической частоты вращения двухопорных роторов компрессоров и детандеров динамического принципа действия. Санкт-Петербург, Университет ИТМО, 2015, 60 с.
- [5] Манушин Э.А., Суровцев И.Г. Конструирование и расчет на прочность турбомашин газотурбинных и комбинированных установок. Москва, Машиностроение, 1990, 400 с.
- [6] Добровольский М.В. Жидкостные ракетные двигатели. Основы проектирования. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2005, 488 с.
- [7] Васильев Ю.А., Лоскутникова Г.Т., Андреев Е.А. Расчет и проектирование газовой турбины. Москва, Логос, 2002, 72 с.
- [8] Белоусов А.И., Давыдов Д.П. Численное моделирование динамических процессов ротора ТНА. Самара, Самар. гос. аэрокосм. ун-т им. С.П. Королева, 2013, 60 с.
- [9] Леонтьев Н.В. Применение системы ANSYS к решению задач модального и гармонического анализа. Нижний Новгород, ННГУ, 2006, 101 с.
- [10] Говоров А.А., Мартиросов М.И. Автоколебательные процессы лопаток компрессора авиационного двигателя. Труды МАИ, 2012, № 59, 15 с.

УДК 621.454.2

Численное исследование нестационарного теплообмена в камере ракетного двигателя малой тяги на топливе кислород — метан

Ворожеева Олеся Андреевна

oa-vorozheeva@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Федотова Ксения Викторовна

fedkv_89@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Ковалев Кирилл Евгеньевич

kovalev-k@list.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Рассмотрена унификация компонентов топлива для всех двигательных установок на ракетах-носителях приводящая к необходимости использования топливной пары кислород — метан в ракетных двигателях малой тяги реактивной системы управления. Проведено численное моделирование процессов горения и нестационарного теплообмена в камере сгорания модельного ракетного двигателя малой тяги на компонентах кислород — метан с использованием кинетического механизма GRI-Mech 3.0 и модели тонкого фронта пламени (Flamelet). На основании результатов численного моделирования горения проводится исследование теплового состояния модельного ракетного двигателя малой тяги, работающего в импульсном режиме.

Ключевые слова: ракетный двигатель малой тяги, вычислительная газовая динамика, горение, нестационарный теплообмен, диффузионное пламя, горение метана

Современные требования к перспективным двигательным установкам космических аппаратов заключаются в обеспечении высоких энергетических характеристик без ущерба надежности, экологичности и стоимости. Таким образом, необходимо использовать экологически безопасные компоненты топлива, для получения и переработки которых имеется развитая промышленная отечественная база. Учитывая данные требования, топливная пара кислород — метан является одной из наиболее перспективных, в том числе, благодаря возможности обеспечения унификации компонентов, как для основных ракетных двигателей всех ступеней, так и вспомогательных двигательных установок космического аппарата. Однако переход от классических компонентов жидкостных ракетных двигателей малой тяги к газообразным кислороду и метану обуславливает необходимость проведения теоретического исследования теплового состояния данного типа двигательных установок. Знание особенностей влияния способа подачи компонентов и основных режимных параметров рабочего процесса на его качество также необходимо для максимальной реализации преимуществ топливной пары кислород — метан [1].

На основании предварительных расчетных и экспериментальных работ [2–4] в качестве объекта исследования выбран модельный ракетный двигатель малой тяги на компонентах кислород — метан, работающий как в непрерывном, так и в импульсном режимах. В работе проведено трехмерное численное моделирование процесса горения газообразных кислорода и метана, основанное на решении осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье — Стокса. Для замыкания система уравнений дополнена моделью

турбулентности $k-\omega$ SST и уравнением состояния идеального газа. Для совместного решения задач турбулентного течения и химической кинетики используется модель тонкого фронта пламени (Flamelet). В результате математического моделирования получены поля распределения температуры и концентраций продуктов сгорания в камере сгорания модельного ракетного двигателя малой тяги. Предлагаемый подход к исследованию характеристик рабочего процесса в ракетных двигателях малой тяги актуален в процессе выполнения многопараметрических исследований, а также на этапе предварительного выбора режимов работы и технического облика данного типа двигательных установок.

С учетом распределения температуры и концентраций продуктов сгорания в камере сгорания проведено численное исследование теплового состояния элементов конструкции модельного ракетного двигателя малой тяги. При расчетах учтен конвективный и радиационный теплообмен между огневой стенкой и продуктами сгорания, охлаждение наружной поверхности камеры ракетного двигателя малой тяги, а также осевые перетечки тепла в элементах конструкции. Получены нестационарные температурные поля в элементах конструкции модельного ракетного двигателя малой тяги, работающего в импульсном режиме.

Информация о гранте

Работа выполнена при финансовой поддержке гранта Президента РФ МК-3410.2022.4.

Литература

- [1] Кутуев Р.Х., Лебедев И.Н., Салич В.Л. Разработка перспективных РДМТ на экологически чистых топливных композициях. Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета, 2009, № 3, с. 101–109.
- [2] Ковалёв К.Е., Федотова К.В., Ворожеева О.А. Расчетное исследование эффективности системы подачи компонентов в модельном ракетном двигателе малой тяги на кислород — метане. Инженерный журнал: наука и инновации, 2022, № 10 (130). DOI: [https:// doi.org/10.18698/2308-6033-2022-10-2217](https://doi.org/10.18698/2308-6033-2022-10-2217)
- [3] Федотова К.В., Ворожеева О.А., Ковалев К.Е. Численное исследование влияния режимных параметров на характеристики горения в камере ракетного двигателя малой тяги на топливе кислород — метан и кислород — водород. 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. 1, с. 218–220.
- [4] Ворожеева О.А., Федотова К.В., Ковалёв К.Е. Экспериментальное исследование эффективности рабочих процессов в камере ракетного двигателя малой тяги на компонентах кислород — метан. Инженерный журнал: наука и инновации, 2022, № 11 (131). DOI: <https://doi.org/10.18698/2308-6033-2022-11-2229>

УДК 629.7

Численное моделирование течения двухфазного высокотемпературного потока в канале сложной формы

Коптев Илья Иванович

kii17ea407@student.bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Гоголь Даниил Владиславович

Tilaein@yandex.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Федотова Ксения Викторовна

fedkv_89@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Проведено численное моделирование течения двухфазных высокотемпературных продуктов сгорания энергетического конденсированного материала в проточном канале ракетного двигателя, имеющем сложную форму с застойными зонами, при наличии имитации подвода продуктов разложения теплозащитного покрытия проточного тракта в программном комплексе ANSYS Fluent и проведен анализ областей осаждения к-фазы в проточном тракте.

Ключевые слова: ракетный двигатель на твердом топливе, численное моделирование, внутрибаллистические характеристики, программное моделирование

Отработка ракетных двигателей на энергетических конденсированных материалах связана с большими затратами ресурсов на проведение испытаний, а именно необходимость стендовой базы и высоко квалифицированного персонала, кроме того после эксплуатации на стенде отсутствует возможность повторного использования материальной части. Однако развитие компьютерного моделирования и проведение численного эксперимента позволяет снизить затраты на проектирование.

Минимизация потерь при разработке проточного тракта ракетного двигателя, является одной из важнейших задач, которую решают современные предприятия конструирующие ракетные двигатели и комплексы. Одним из способов уменьшения потерь в сопле двигателя является оптимизация его геометрии, следует отметить, что данная задача связана не только с истечением сверхзвуковой струи, но также и с энергомассовыми характеристиками. На данный момент полного и всеобъемлющего решения данной задачи не существует. Это объясняется, с одной стороны, большим количеством факторов оптимизации, а с другой — многочисленными габаритными ограничениями на: сопловой блок в целом, степень уплотненности, размещенные опорного шарнира, толщину теплозащитных материалов [1]. Вследствие чего, расчет потерь в трактах двигателя, а также профилирование сверхзвуковой части сопла с учетом траекторий движения частиц конденсированной фазы, является перспективной задачей. Похожие проблемы рассматриваются в работах [2–4].

В работе [5] рассмотрены проблемы численных расчетов течения двухфазного потока в сопле Лавала, а также описано разработанное программное обеспечение для моделирования выше упомянутых расчетов.

Работа посвящена моделированию течения высокотемпературных продуктов сгорания, с имитацией ввода частиц конденсированного материала и истечения двухфазного потока из проточного тракта сложной переменной во времени формой. В про-

цессе выполнения данной работы была проведена серия расчетов, целью которых было получение траекторий движения частиц конденсированной фазы и прогнозирования областей ее осаждения.

В качестве объекта исследования выбран модельный ракетный двигатель, заряд которого имеет цилиндрическую форму с коническим компенсатором, а сопло — утопленное с профилированной сверхзвуковой частью. Данная форма позволяет рассматривать осесимметричную постановку задачи, что значительно упрощает расчетную область.

Моделирование эрозии *теплозащитного* покрытия в районе заднего днища и сопла проводится с помощью эмпирического закона Вьеля, который связывает скорость уноса теплозащитного покрытия с давлением, воздействующим на него со стороны потока продуктов сгорания [6]. Для описания турбулентного течения продуктов сгорания модельного твердого топлива была использована модель SST $k-\omega$. Она представляет собой комбинацию моделей $k-\omega$ и $k-\epsilon$. Каждая из них применяется в своей области $k-\omega$ — в пристеночной области, модель $k-\epsilon$ — во внутреннем потоке.

В ходе выполнения работы:

1. Была проведена серия расчетов в программном комплексе ANSYSFluent;
2. Проанализированы картины течений и установлено влияния эрозии, газовой завесы от разложения теплозащитного покрытия, а также конденсированной фазы на течение в газовом тракте.
3. Определены области осаждения конденсированной фазы в проточном тракте двигателя.

Литература

- [1] Кирюшкин А.Е., Миньков Л.Л. Моделирование внутрикамерных процессов в ракетном двигателе на твердом топливе с учетом движения поверхности горения. Вестник Томского государственного университета. Математика и механика, 2021, № по. 71, с. pp. 90–105. DOI: <https://doi.org/10.17223/19988621/71/8>
- [2] Милехин Ю.М., Ключников А.Н., Попов В.С. Сопряженная задача моделирования внутрибаллистических характеристик бессопловых РДТТ. Физика горения и взрыва, 2013, т. 49, № 5, с. 77–85.
- [3] Димитриенко Ю.И., Захаров А.А., Коряков М.Н. Компьютерное моделирование нестационарных трехмерных процессов горения зарядов и течения продуктов сгорания в трактах РДТТ. XII Междунар. конф. по прикладной математике и механике в аэрокосмической отрасли: сб. тр. конф. Москва, МАИ, 2018, с. 121–123.
- [4] Егоров М.Ю., Егоров С.М., Егоров Д.М., Мормуль Р.В. Численное моделирование нестационарных и нелинейных внутрикамерных процессов при срабатывании ракетного двигателя на твердом топливе специального назначения. Часть 1. Постановка вычислительного эксперимента. Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Аэрокосмическая техника, 2016, № 47, с. 53–73. DOI: <https://doi.org/10.15593/2224-9982/2016.47.03>
- [5] Alanyalioglu C.O., Özyörük Y. Fully Transient Conjugate Analysis of Silica-Phenolic Charring Ablation Coupled with Interior Ballistics. AIAA Propulsion and Energy, 2019. DOI: <https://doi.org/10.2514/6.2019-3958>
- [6] Тетерев А.В., Мандрик П.А., Мисюченко Н.И., Рудак Л.В. Влияние конденсированных частиц на течение продуктов сгорания в сопле Лавала. Проблемы математической и теоретической физики и математическое моделирование. V Междунар. конф.: сб. тез. Москва, НИЯУ МИФИ, 2016, с. 103–105.

УДК 621.452.22

Параметрическое исследование влияния косых скачков уплотнения на рабочий процесс в сверхзвуковой камере сгорания

Мирошниченко Сергей Александрович
МГТУ им. Н.Э. Баумана

slispeed_97@mail.ru

Представлены результаты численного моделирования рабочего процесса в сверхзвуковой камере сгорания на водородном горючем. Целью исследования являлась оценка влияния расположения генераторов косых скачков уплотнения на рабочий процесс и интегральные характеристики камеры заданных габаритов. Получена база данных и приведены рекомендации по организации рабочего процесса в сверхзвуковой камере сгорания при различной конфигурации генераторов косых скачков уплотнения.

Ключевые слова: моделирование, горение, водород, косой скачок уплотнения, сверхзвуковая камера сгорания

Повышение эффективности рабочего процесса в сверхзвуковой камере сгорания (СКС) имеет высокий практический интерес [1]. Организация сгорания топлива в сверхзвуковом воздушном потоке с высокой полнотой сгорания ограничена малым временем пребывания рабочего тела в СКС [2]. При этом снижение скорости потока приводит к падению полного давления на выходе из СКС. В открытых литературных источниках предложено большое количество способов организации рабочего процесса [3, 4], одним из которых является специальным образом организованная система косых скачков уплотнения. Указанный способ организации рабочего процесса в СКС позволяет оптимизировать параметры тракта с целью увеличения полноты сгорания и снижения потерь полного давления.

Объектом исследования выбрана СКС прямоугольного сечения, включающая секцию постоянного сечения и секцию с расширением. Длина СКС составляет 300 мм, высота входного сечения — 24 мм, ширина камеры постоянна и составляет 40 мм. Длина первой секции составляет 80 мм, расширение второй секции происходит за счет расположения верхней стенки под углом 3° . Подача жидкого водорода осуществляется через точечный источник, расположенный на высоте 12 мм от нижней стенки на расстоянии 95 мм от входного сечения. В качестве генераторов косого скачка уплотнения (далее по тексту Генераторы) используются клинообразные выступы высотой 1 мм и углом 30° относительно нижней стенки СКС.

Задача решалась в плоской двумерной постановке. Течение в СКС описывалось с помощью полной системы уравнений Навье — Стокса, состав воздуха соответствовал модельному и описывался как смесь газов O_2 , N_2 и H_2O , каждый из которых считался идеальным газом. Для описания вязкости газа использовался закон Сазерленда.

Параметры модельного воздуха на входе задавались следующими: число Маха $M = 2,05$, статическое давление $p = 341$ кПа, статическая температура $T = 1172$ К, концентрации газов $C_{O_2} = 0,21$, $C_{N_2} = 0,53$ и $C_{H_2O} = 0,26$. Жидкий водород подавался вдоль нижней стенки СКС со скоростью $V = 700$ м/с при значении статической темпе-

ратуры $T = 300$ К. Соотношение массовых расходов модельного воздуха и водорода соответствовало коэффициенту избытка окислителя $\alpha = 3$.

При проведении параметрического исследования выполнен ряд расчетов с варьированием положения Генераторов. В качестве базового взят расчет рабочего процесса в СКС без Генераторов. В последующих расчетах число и положение (на верхней и нижних стенках СКС) Генераторов варьировалось. Оценка эффективности организации рабочего процесса в СКС проводилась по следующим параметрам: полнота сгорания топлива и коэффициент восстановления полного давления в СКС.

По результатам исследования выявлены следующие закономерности. Увеличение количества Генераторов по длине СКС приводит к увеличению полноты сгорания и снижению коэффициента восстановления полного давления. Расположение Генераторов на обеих стенках позволяет добиться значительного повышения полноты сгорания (от 0,14 до 0,63). При этом эффективность Генераторов снижается при совпадении и слиянии косых скачков уплотнения от различных Генераторов, в то время как коэффициент восстановления полного давления продолжает снижаться.

Результаты проведенного исследования показывают различное влияние генераторов косых скачков уплотнения на рабочий процесс и интегральные характеристики сверхзвуковой камеры сгорания. Для повышения полноты сгорания топлива эффективным оказывается использование Генераторов на верхней и нижней стенках СКС в нескольких сечениях по длине. При этом выявлено увеличение потерь полного давления по длине тракта СКС. С использованием результатов расчета приведены рекомендации к проектированию проточного тракта сверхзвуковой камеры сгорания.

Литература

- [1] Обносов Б.В., Сорокин В.А., Яновский Л.С. и др. Конструкция и проектирование комбинированных ракетных двигателей на твердом топливе. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2012, 279 с.
- [2] Курзинер Р.И. Реактивные двигатели для больших сверхзвуковых скоростей полета. Москва, Машиностроение, 1989, т. 1, 264 с.
- [3] Seleznev R. K., Surzhikov S. T., Shang J. S. A review of the scramjet experimental data base. Progress in Aerospace Sciences, 2019, vol. 106, pp. 43–70. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2019.02.001>
- [4] Ванькова О.С., Гольдфельд М.А., Федорова Н.Н. Управление процессами воспламенения и стабилизации горения в сверхзвуковой камере сгорания. Вестник Новосибирского государственного университета. Серия: Физика, 2016, т. 11, № 2, с. 46–55.

УДК 536.463

Теоретическое исследование процессов воспламенения и горения двухкомпонентной аэровзвеси частиц бора и перхлората аммония в свободном объеме

Гаца Марина Юрьевна

МГТУ им. Н.Э. Баумана

lezhninamarina96@yandex.ru

Федотова Ксения Викторовна

МГТУ им. Н.Э. Баумана

fedkv_89@mail.ru

Ягодников Дмитрий Алексеевич

МГТУ им. Н.Э. Баумана

daj@bmstu.ru

Разработан программный код, позволяющий исследовать влияние начальных масс, температур и размеров частиц, а также соотношения компонентов на условия воспламенения и горения аэровзвеси на базе математической модели распространения сферически-симметричного фронта пламени в двухкомпонентной аэровзвеси монодисперсных порошков бора и перхлората аммония. Даны практические рекомендации по организации устойчивого процесса распространения пламени, заключающиеся в том, что масса окислителя должна быть на 25 % больше массы горючего, а также необходимо использовать мелкодисперсный бор и крупнодисперсный перхлорат аммония.

Ключевые слова: аэровзвесь, воспламенение, горение, моделирование

Экспериментально-теоретические исследования процессов воспламенения и горения являются необходимым элементом разработки и совершенствования современных двигательных установок. Используемый в качестве источника энергии и рабочего тела порошкообразный бор (В) относится к числу наиболее перспективных компонентов для применения в реактивных двигательных и энергетических установках, в частности, на двухкомпонентном порошкообразном топливе: высвобождаемая энергия при горении частиц бора является одной из наибольших. Кроме того, экспериментальные исследования и математическое моделирование критических условий возникновения пожароопасных ситуаций важно с точки зрения обеспечения безопасности производства и эксплуатации изделий, содержащих частицы порошкообразных окислителя и горючего.

Целью работы является численное моделирование процессов воспламенения и горения двухкомпонентной аэровзвеси порошкообразных окислителя — перхлората аммония (ПХА), и горючего — бора при распространении сферически-симметричного пламени в свободном объеме, а также определение характерных времени горения частиц и скорости распространения фронта пламени. Объектом исследования являются двухкомпонентная аэровзвесь монодисперсных порошкообразных ПХА и В.

К настоящему моменту представлено большое количество расчетных зависимостей по горению порошкообразных металлов [1–3] и получены представляющие интерес экспериментальные данные [3, 4]. Усовершенствован компьютерный код на языке программирования С++ моделирующий процессы распространения сферически-симметричного фронта пламени в двухкомпонентной аэровзвеси частиц В и ПХА в свободном объеме [5]. Решение этой математической модели выполнено явными

методами Мак-Кормака и Рунге-Кутта [6] с внедрением искусственной вязкости и динамического шага по времени для стабилизации расчета. Учтено изменение химического состава газовой фазы в процессе горения частиц В и ПХА. Используются аппроксимирующие функции [7–9] для описания зависимостей удельных теплоемкостей, коэффициентов теплопроводности и диффузии, а также динамической вязкости для смеси газов N_2 , O_2 , B_2O_3 , B_2O_2 , BO , $NOCl$ и H_2O .

В качестве исходных данных для расчета принято, что масса окислителя равна 0,6 кг, масса горючего — 0,4 кг, радиус частиц бора — 10 мкм, толщина оксидной пленки — 0,1 мкм, радиус частиц ПХА: — 20 мкм. Заданы значения нормальных условий для давления (0,1 МПа), плотности (1,05 кг/м³), массовых долей O_2 (0,21) и N_2 (0,79). Считается, что концентраций газообразных компонентов продуктов сгорания нет, а скорости и температуры газовой и дисперсных фаз равны 0 м/с, и 300 К соответственно. Радиус расчетной области составляет 4 м, кроме того двухкомпонентная аэрозоль, распыленная на участке 0...0,5 м, воспламеняется от расположенного в полюсе точечного источника воспламенения с радиусом 0,1 м, температурой 3000 К и временем работы 0,005 с.

Расчеты показали, что получить характерные скорости распространения фронта пламени при любых начальных условиях окружающей среды, а также радиусах и концентрациях частиц В и ПХА не всегда возможно. В частности, для устойчивого процесса горения необходимо использовать мелкодисперсный В ($d_B \leq 30$ мкм) и крупнодисперсный ПХА ($d_p \geq 30$ мкм). В противном случае частицы горючего перестают химически взаимодействовать с продуктами разложения окислителя в процессе горения, частицы бора прогреваются медленнее, что приводит к уменьшению скорости распространения фронта пламени.

В результате численного моделирования составлены профили плотности, скорости, температуры газовой фазы на разных временных интервалах. Кроме того, определены зависимости счетных концентраций частиц горючего и окислителя, а также массовых долей газовой фазы от концентраций, образовавшихся продуктов сгорания при горении двухкомпонентной аэрозоли. Получены распределения радиусов, температур и скоростей частиц В и ПХА. Рассчитаны характерные времена горения дисперсных фаз и скорость распространения фронта пламени.

На основе приведенных расчетов установлено, что для организации устойчивого процесса распространения пламени масса окислителя должна быть на 25 % больше массы горючего.

Литература

- [1] Андреев М.А., Степанов А.М. Иницированная детонация в аэрозвеси металлических частиц. Физика горения и взрыва, 1986, т. 20, № 1, с. 103–113.
- [2] Ждан С.А. Расчет сферической гетерогенной детонации. Физика горения и взрыва, 1976, т. 12, № 4, с. 586–594.
- [3] Ягодников Д.А. Горение порошкообразных металлов в газодисперсных средах. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2018, 444 с.
- [4] Опарин А.С., Сидоров А.Е., Шевчук В.Г. Ламинарное пламя в полидисперсных аэрозвесах частиц алюминия. Физика горения и взрыва, 2015, т. 51, № 6, с. 22–24. DOI: <https://doi.org/10.15372/FGV20150603>

-
- [5] Гаца М.Ю., Ягодников Д.А. Математическое моделирование процессов воспламенения и горения двухкомпонентной аэрозвеси частиц бора и перхлората аммония в свободном объеме. XIV Междунар. конф. по прикладной математике и механике в аэрокосмической отрасли (АММАГ'2022). Москва, Изд-во МАИ, 2022, с. 34–36.
- [6] Рябенкий В.С. Введение в вычислительную математику. Москва, Изд-во ФИЗМАТЛИТ, 2008, 288 с.
- [7] Рид Р., Праусниц Дж., Шервуд Т. Свойства газов и жидкостей. Ленинград, Химия, 1982, 592 с.
- [8] McBride B.J., Gordon S., Reno M.A. Coefficients for calculating thermodynamic and transport properties of individual species. NASA. Available at: https://archive.org/details/nasa_techdoc_19940013151 (accessed November 29, 2022).
- [9] Svehla R.A. Transport coefficients for the NASA Lewis chemical equilibrium program. NASA. Available at: ntrs.nasa.gov/api/citations/19950021761/downloads/19950021761.pdf (accessed November 29, 2022).

УДК 533.9

Расчет электризации сопел жидкостных ракетных двигателей

Крамаренко Роман Максимович

МГТУ им. Н.Э. Баумана

teremok3000200@mail.ru

Онуфриев Валерий Валентинович

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Onufryev@bmstu.ru

Рассмотрен ряд проблем жидкостных ракетных двигателей, связанных с электризацией стенок сопел вследствие трения заряженных частиц потока продуктов сгорания рабочего тела о стенки сопла. Изучение этих проблем и определение способов их устранения и является частью исследований, представленных авторами данной работы, которая посвящена расчету и оценке возникающих токов, падения напряжений в пристеночной области сопла ракетного двигателя на жидком топливе.

Ключевые слова: плазма, ракетный двигатель, сопло, жидкое ракетное топливо, падение напряжения, двигательная электризация

К числу важнейших задач в современных запусках космических аппаратов относится разработка эффективных и одновременно экономичных двигателей. Потери в пристеночном слое, связанные с трением потока о стенку сопла, вызывают появление электрического потенциала на нем. Электризация трением потока о стенку сопла (двигательная электризация) также влияет на возникновение неоднородностей в потоке [1]. Как следствие этих процессов — возникновение поперечного тока в потоке продуктов сгорания. Эти процессы приводят к накоплению потенциала на корпусе изолированного двигателя и его влиянию на остальные агрегаты космического аппарата, возникновению электрических разрядов на борту летательного аппарата, помех системам управления и радиосвязи и другим эффектам, негативно влияющих на нормальную работу двигательной установки и космического аппарата в целом.

Преобразование химической энергии в тепловую в каналах ракетных двигателей происходит посредством горения топлива и характеризуется первичной генерацией заряженных компонент (ионов и электронов) и экзотермическими реакциями рекомбинации, протекающими преимущественно за фронтом пламени. Продукты сгорания топлива находятся в камере сгорания (КС) при высоких давлениях (до 25 МПа) и температурах (более 3500 К), характерных для ракетных двигателей на жидком (ЖРД) топливе (керосин и кислород) и могут рассматриваться как частично ионизованная плазма. Вблизи стенки образуется амбиполярная область, в которой происходят основные потери модель расчета которых приводят авторы данной статьи.

В работе рассмотрена электризация сопла потоком продуктов сгорания жидкого топлива (комбинации керосин-кислород) в ЖРД РД-191 при трех различных давлениях в камере сгорания: 10, 15 и 25 МПа.

На основе программного комплекса «TERRA» [4] определены основные характеристики потока (давление, температура, скорость, концентрации электронов, ионов и нейтральных компонент) и их распределения вдоль длины сопла в соответствии с его заданной конфигурацией. В качестве исходных параметров задавались давление в камере сгорания, энтальпия топлива, а также ряд отношений диаметров сопла к его критическому диаметру, чтобы задать исследуемые сечения.

По полученным результатам расчета программного комплекса, для расчетов использовались 30 различных компонент потока нейтральных частиц, 16 — ионов (как положительно, так и отрицательно заряженных) и электронов.

В соответствии с литературой [3], распределение концентраций ионов в пристеночной области было принято постоянным, а распределения электронов были аппроксимированы и оценены по известным зависимостям — концентрация электронов убывают, определили величину амбиполярной области, которая составила порядка 3 мм, в которой и были оценены и показаны величины возникающего погонного тока и падений напряжений.

Сетка расчета представляла собой разбиение сопла на 344 равных сечения шириной 5 мм. В каждом сечении был выполнен расчет тока и падения напряжения по полученным значениям, в которых были построены распределения искомых величин вдоль длины закритической части сопла.

Таким образом, величина тока в начале сопла (у критического сечения) достигала до 25 мА, а ближе к выходному сечению оказалась близка к нулю. Суммарный ток, возникающий на всей длине закритической части сопла, составил 55, 90 и 150 мА для давлений 10, 15 и 25 МПа в камере сгорания, соответственно.

Распределения полного падения напряжения, связанное только с амбиполярной диффузией, получены как в пристеночной области, так и по всей длине закритической части сопла. Так, в первых сечениях величина падения напряжения составляла порядка 3 В, а ближе к выходному сечению уменьшилась практически до 1,5 В. Данная картина характерна для всех исследуемых давлений.

Дальнейшая оценка подвижности электронов и электропроводности позволила провести расчеты и вычислить значения омической части падения напряжения, которая достигала 3, 4,5 и 7,5 В (для давлений в камере сгорания 10, 15 и 25 МПа, соответственно) у критического сечения и довольно резко падала ниже 1 В уже через 0,5 м сопла, а на выходе ее значение составляло порядка 0,1 В.

В работе были получены распределения токов и падений напряжения в сверхзвуковом потоке частично ионизованных продуктов сгорания ЖРД по длине закритической части сопла. Построение и аппроксимация графиков проводились в программе «Microsoft Excel».

Возникновение потенциала может оказывать существенное воздействие на элементы конструкции, если двигатель электрически изолирован. В связи с этим необходимо регулировать длину закритической части с учетом формируемого потоком продуктов сгорания потенциала на корпусе двигателя.

Информация о гранте

Работа выполнена при поддержке программы № 075-2020-444 фундаментальных исследований Министерства науки и высшего образования Российской Федерации.

Литература

- [1] Нагель Ю.А. Электризация двигателей при истечении продуктов сгорания. Экспериментальные результаты. Журнал технической физики, 1999, т. 69, № 8, с. 55.
- [2] Ягодников Д.А., Воронцов А.В. Влияние внешнего электрического поля на особенности процессов воспламенения и горения. Физика горения и взрыва, 1994, т. 30, № 3, с. 3–12.
- [3] Митчнер М., Кругер Ч. Частично ионизованные газы. Москва, Мир, 1976, 496 с.
- [4] Трусев Б.Г. TERRA — Моделирование фазовых и химических равновесий. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2013, 39 с.

УДК 621.45.022.7

Расчет температур стенок жаровой трубы камеры сгорания прямоточного воздушно-реактивного двигателя при завесном охлаждении

Шостов Артём Константинович

МГТУ им. Н.Э. Баумана

catcher.boxer@gmail.com

Андреев Евгений Александрович

МГТУ им. Н.Э. Баумана

aea-704@mail.ru

Рассмотрено определение температур стенок жаровой трубы маршевой камеры сгорания прямоточного воздушно-реактивного двигателя со стороны продуктов сгорания и охлаждающего воздуха. Определены основные участки камеры сгорания и их характерные особенности. Решена система нелинейных уравнений теплообмена с использованием эмпирических коэффициентов. Построены графики распределения температур на участках жаровой трубы. Проведен качественный анализ полученных результатов.

Ключевые слова: жаровые трубы, завесное охлаждение, камера сгорания, прямоточный воздушно-реактивный двигатель

На сегодняшний день многие крылатые ракеты используют прямоточные воздушно-реактивные двигатели (ПВРД). По сравнению с обычным воздушно-реактивным двигателем (ВРД), ПВРД не имеет большого количества подвижных частей, что дает колоссальное преимущество в упрощении всей его конструкции. В то же самое время необходимо отметить, что у ВРД и ПВРД имеются некоторые конструкции, которые проектируются по одинаковым принципам. К ним относятся, например, жаровая труба как оболочка камеры сгорания и реактивное сопло.

Камера сгорания любого двигателя, в том числе и авиационного, является чрезмерно теплонагруженным компонентом. В ней происходят процессы впрыска, смешения и горения компонентов топливной смеси. Методы конструирования и расчета данного узла частично изложены в [1].

Одной из современных схем является конвективно-плечное охлаждение стенок. При данном виде охлаждения поток воздуха через пространство между оболочками жаровой трубы попадает на внутреннюю поверхность стенок камеры, создавая так называемую защитную пелену холодного воздуха. Такое конструктивное решение позволяет снизить уровень конвективных тепловых потоков от продуктов сгорания (ПС), что, в свою очередь, понижает температуру стенки с «горячей стороны» [2].

Определение теплового состояния жаровой трубы — задача нетривиальная. Из-за большого количества влияющих друг на друга факторов проблематично с достаточной точностью определить величину тепловых потоков, а также значения температур в интересующих точках.

Однако такую задачу возможно решить в первом приближении с помощью численного моделирования. Данный метод рассмотрен в работах [3–5].

Процесс протекает следующим образом. При полете ракеты набегающий поток воздуха проходит через воздухозаборное устройство, в котором происходит преобразование скоростного напора в статический. Давление и температура поднимаются.

Далее, воздух протекает по каналу, ведущему к маршевой камере. Перед самой камерой располагаются форсунки подачи горючего. После впрыска оно смешивается с воздушным потоком и, пройдя через пояс стабилизаторов горения, воспламеняется.

Топливо-воздушная смесь, протекая по тракту маршевой камеры сгорания, выделяет большое количество тепла, поток которого идет в сторону стенок. Для их охлаждения в конструкции предусмотрен кольцевой канал между камерой и внешней оболочкой, по которому протекает воздух. Он отбирается из воздухоподводящего тракта. При этом по ходу течения часть воздуха попадает в щели между оболочками, смешиваясь при этом с пристеночным слоем продуктов сгорания, образуя защитную воздушную пленку.

Жаровую трубу можно условно разбить на два вида участка: на первом участке воздушная защитная пелена еще не омывает внутреннюю поверхность стенки; на втором кольцевая оболочка уже имеет защитный воздушный слой, который поддерживается вплоть до выхода из камеры сгорания.

Ввиду сложности описания протекающих процессов с помощью уравнений, необходимо использовать экспериментальные данные, на основе которых можно с достаточной точностью вводить в известные уравнения теплообмена поправочные коэффициенты. По этой причине искомый расчет обеих зон жаровой трубы ведется по методике, изложенной в [6]. Решение системы уравнений теплообмена проводится на языке программирования Python с использованием библиотеки SciPy.

После проведения расчетов получены температуры стенок жаровой трубы со стороны ПС и со стороны охлаждающего воздуха. Данный расчет показал, что использованный метод подходит для примерной оценки потребных температур. Качественная картина распределения этих температур по длине камеры получена в виде, коррелирующем с экспериментальными данными, описанными в [3-5]. В то же самое время данный метод не учитывает ряд важных параметров, например, перенос тепла в поперечном и осевом направлениях. В реальных изделиях эти тепловые потоки вносят вклад в температурное состояние стенок, однако описание этого процесса аналитически является задачей крайне трудоемкой. Поэтому использовать вышеприведенный метод расчета рекомендуется только для качественной оценки. Оценка конкретных значений температуры в первом приближении также может быть проведена успешно.

Литература

- [1] Бакулев В.И., Голубев В.А., Крылов Б.А., Марчуков Е.Ю., Нечаев Ю.Н. Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок. Москва, Изд-во МАИ, 2003, 688 с.
- [2] Пчелкин Ю.М. Камеры сгорания газотурбинных двигателей. Москва, Машиностроение, 1984, 280 с.
- [3] Батенин И.А. Численное моделирование работы жаровой трубы в системе охлаждения камеры сгорания воздушно-реактивного двигателя. Политехнический молодежный журнал, 2019. № 8 (37), с. 1–12. DOI: <https://doi.org/10.18698/2541-8009-2019-8-516>
- [4] Скибина Н.П. Численное исследование нестационарного течения газа в камере сгорания прямоточного воздушно-реактивного двигателя с учетом процесса теплообмена. Вычислительные технологии, 2020, т. 25, № 6, с. 50–61.
- [5] Матвеев С.Г., Анисимов В.М., Зубрилин И.А., Коломзаров О.В., Миронов Н.С. Определение теплового состояния и доводка системы охлаждения стенок жаровой трубы с помощью методов трехмерного моделирования. Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение, 2015, т. 14, № 2, с. 119–128.
- [6] Лефевр А. Процессы в камерах сгорания ГТД. Москва, Мир, 1986, 566 с.

УДК 537.874.4

Расчет параметров процесса взаимодействия электромагнитной волны с единичной металлизированной частицей конденсированной фазы

Шостов Артём Константинович

МГТУ им. Н.Э. Баумана

catcher.boxer@gmail.com

Федотова Ксения Викторовна

МГТУ им. Н.Э. Баумана

fedkv_89@mail.ru

Козичев Владимир Владимирович

МГТУ им. Н.Э. Баумана

ko_vv@bmstu.ru

При исследовании процессов горения энергетических конденсированных материалов в нестационарных условиях образуется облако из частиц конденсированной фазы. Рассмотрен процесс взаимодействия падающей монохроматической электромагнитной волны с единичной частицей конденсированной фазы в замкнутом объеме. В ходе моделирования получены параметры стоячей волны, образующейся суммированием падающей и отраженной волн. Рассчитаны дополнительная поляризация в области расположения частицы, а также внутреннее электрическое поле. Получена индикатриса рассеяния падающей волны.

Ключевые слова: конденсированная фаза, электромагнитная волна, рассеяние Ми, рассеяние Рэлея

В настоящее время интенсивно развиваются и находят все более широкое применение импульсные ракетные двигатели на энергетических конденсированных материалах (ЭКМ), предназначенные для создания значительной тяги в течение короткого промежутка времени. Импульсные двигатели применяются в маршевых двигательных установках и ДУ систем коррекции высокоточных летательных аппаратов, как вспомогательные двигатели ракет космического и иного назначения. Так же возможно их применение в качестве маршевых ДУ реактивных снарядов ствольных артиллерийских систем.

Для эффективного проектирования, производства и эксплуатации подобных двигателей необходимо иметь исчерпывающую информацию по характеристикам горения широкой номенклатуры существующих металлизированных ЭКМ, а также иметь средства экспериментального определения характеристик и особенностей горения новых рецептов в широком диапазоне величины и скорости изменения давления.

Скорость горения ЭКМ является основным параметром, используемым при проектировании ракетных двигателей. При наличии стационарных процессов требуется знать величину зависимости этой величины от давления с погрешностью примерно 0,5 % и ниже. Однако в процессе запуска и основного режима работы двигательной установки возникают нестационарные процессы (рост и спад давления с различными скоростями). Исследования нестационарного режима горения ЭКМ могут дать полезную информацию о механизме горения и служить базисом для проверки имеющихся моделей горения. Анализ нестационарного горения проведен в [1].

Одним из перспективных методов экспериментального исследования механизма горения ЭКМ является метод сверхвысокочастотного излучения (СВЧ) [2–4]. Электромагнитные волны способны распространяться в диэлектрических средах (рассеиваясь и/или поглощаясь), а также отражаться от поверхностей резкой смены диэлектрических параметров, в том числе и от металлических поверхностей. Это свойство позволяет определять параметры горения ЭКМ как в стационарных, так и в нестационарных условиях. Практическая реализация данного метода измерения сопряжена с рядом сложностей, часть из которых описана в работе [5].

В настоящее время в энергосиловых установках применяются металлизированные ЭКМ, содержащие порошкообразные добавки металлов и их соединений. В продуктах сгорания таких веществ содержатся металлические частицы конденсированной фазы, размеры которых не превышают десятых долей миллиметра. В этом случае взаимодействие электромагнитного излучения с диэлектрическими частицами (частицами окислителя смесевой ЭКМ, например) соответствует рассеянию Рэлея (частный случай рассеяния Ми для частиц, размер которых много меньше длины волны излучения) и происходит без изменения фазы.

В данной работе моделируется процесс взаимодействия единичной частицы конденсированной фазы с падающей на нее электромагнитной волной, частота которой составляет 9,027 ГГц (длина волны 0,0332 м). При этом сама частица имеет сферическую форму, находится в вакууме и не испытывает эффекта отражения волны от других поверхностей.

При моделировании процесса взаимодействия падающей волны с частицей определяются электрическое поле внутри единичной частицы, вызванное самой падающей волной, и возникающая дополнительная поляризация в области расположения частицы. Интерес представляет индикатриса рассеяния одной частицей, т. к. в зависимости от соотношения размера частицы и длины волны возможна асимметрия рассеяния вперед и назад. Также рассмотрены параметры результирующей стоячей волны, образованной падающей и отраженной волнами.

В результаты получены величины комплексной амплитуды суммарной волны, построена индикатриса рассеяния.

Литература

- [1] Гусаченко Л.К., Зарко В.Е. Анализ нестационарных моделей горения твердых топлив (обзор). Физика горения и взрыва, 2008, № 1, с. 35–48.
- [2] Лавров Б.П., Шарай Ю.М., Сергеев А.В., Гавриленко И.В. Определение скорости горения твердого топлива с применением измерителя полных сопротивлений СВЧ-диапазона. Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Приборостроение, 2009, № 1, с. 28–36.
- [3] Ягодников Д.А., Сухов А.В., Сергеев А.В., Козичев В.В. Экспериментальная методика и модельная установка для исследования горения энергетических конденсированных систем при высоких давлениях. Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение, 2011, спец. выпуск Энергетическое и транспортное машиностроение, с. 63–73.
- [4] Зарко В.Е., Вдовин Д.В., Перов В.В. Методические проблемы измерения скорости горения твердых топлив с использованием СВЧ-излучения. Физика горения и взрыва, 2000, т. 36, № 1, с. 68–78.
- [5] Ягодников Д.А., Сергеев А.В., Козичев В.В. Экспериментально-теоретическое обоснование повышения точности измерения скорости горения энергетических конденсированных систем СВЧ-методом. Физика горения и взрыва, 2014, № 2, с. 51–61.

УДК 621.45.02

Газодинамическая составляющая коэффициента расхода кольцевых сопел с прямым критическим сечением

Коновалов Руслан Денисович
КНИТУ–КАИ им. А.Н. Туполева

konrus2019@yandex.ru

Ахметзянов Артур Сергеевич
КНИТУ–КАИ им. А.Н. Туполева

Artur_Hunter@mail.ru

Сабирзянов Андрей Наилевич
КНИТУ–КАИ им. А.Н. Туполева

ANSabirzyanov@kai.ru

Рассмотрено влияние формы центрального тела на газодинамическую составляющую коэффициента расхода кольцевого сопла. Представлены соответствующие результаты численного моделирования, проведенные средствами программного продукта Ansys Fluent, о влиянии той или иной формы центрального тела на коэффициент расхода сопла в адиабатной постановке квазистационарного осесимметричного приближения. В качестве рабочего тела рассматривался гомогенный газ, параметры которого соответствуют параметрам в камере сгорания. Использованный подход был основан на решении осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье — Стокса с моделью турбулентности SST $k-\omega$ и уравнения состояния идеального газа. Результаты моделирования показали, что значение коэффициента расхода кольцевых сопел сопоставимо с коэффициентом расхода в двигателе с центральным соплом, а при хорошо обтекаемом профиле входного участка центрального тела может превышать его.

Ключевые слова: кольцевое сопло, потери, коэффициент расхода, вычислительная газодинамика

Различные реализации кольцевых сопел внутреннего и внешнего расширения по ряду характеристик конкурентоспособны с традиционными соплами Лаваля [1, 2]. Обусловлено это наличием центрального тела, которое определяет требуемую структуру потока при сверхзвуковом расширении. В свою очередь, центральное тело в сужающем участке сопла, на первый взгляд, должно существенно увеличить потери на трение, а от его геометрических характеристик зависит неравномерность параметров вплоть до критического сечения. Потери на трение, потери полного давления, неравномерность параметров по тракту сужающей части сопла совместно определяют газодинамическую составляющую коэффициента расхода.

На данный момент закономерностей изменения коэффициента расхода кольцевых сопел в зависимости от конструктивных схем, внутрибаллистических и геометрических параметров в литературе не представлено. Отсутствие подобных результатов исследований обусловлено ограниченным применением кольцевых сопел из-за проблем теплового состояния центрального тела и прежде всего трудностью обеспечения стойкости материалов в зоне критического сечения.

В данной работе приведены результаты численного моделирования газодинамической составляющей коэффициента расхода кольцевого сопла внутреннего расширения с прямым критическим сечением в зависимости от геометрических параметров

центрального тела. Указанная схема кольцевого сопла выбрана из условий сопоставления результатов моделирования коэффициента расхода с центральным соплом и одинаковой степени расширения. Наружный профиль входного участка сопла выполнен по типовым рекомендациям и оставался неизменным. В качестве рабочего тела рассматривался гомогенный газ с параметрами, соответствующими условиям в камере сгорания. Подвод рабочего тела в камеру сгорания осуществлялся равномерно на расстоянии одного калибра от входа в сопло.

Численные исследования проведены средствами программного продукта ANSYS Fluent в адиабатной постановке квазистационарного осесимметричного приближения. Использовался подход, основанный на решении осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье — Стокса, для замыкания которых применялась двухпараметрическая модель турбулентности SST $k - \omega$ с типовым набором модельных констант, и уравнения состояния идеального газа. Применение указанной модели турбулентности для определения коэффициента расхода сопел с непроницаемыми стенками показано в работах [3, 4]. Стенки сопла и камеры рассматривались гладкими с условиями прилипания и непротекания. Для всех рассматриваемых входных участков сопел параметр y^+ варьировался в пределах от 0,4 до 30.

Результаты моделирования показали, что значение коэффициента расхода кольцевых сопел сопоставимо с коэффициентом расхода в двигателе с центральным соплом, а при хорошо обтекаемом профиле входного участка центрального тела может превышать его. Обусловлено это уменьшением неравномерности параметров во входном участке сопла, уменьшением потерь давления. Так, для эллипсоидного или для радиусного входного участка центрального тела коэффициент расхода кольцевого сопла превышает это значение для двигателя с центральным соплом на 0,12 % и 0,1 %, соответственно. Очевидно, что указанные входные участки центрального тела не могут обеспечить полной симметрии профиля скорости в критическом сечении [5] из-за отсутствия симметрии между наружным и внутренним входными участками кольцевого сопла. В целом, неравномерность профиля скорости в критическом сечении кольцевого сопла существенно меньше, чем для двигателя с центральным соплом. Показано наличие отрывных зон в структуре потока для плохо спрофилированных входных участков центрального тела и представлены зависимости газодинамической составляющей коэффициента расхода от геометрических параметров центрального тела.

Литература

- [1] Добровольский М.В. Жидкостные ракетные двигатели. Основы проектирования. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2005, 488 с.
- [2] Вилицкий А.М., Волков В.Г., Волковицкий И.Г., Холодилов С.В. Конструкция и отработка РДГТ. Москва, Машиностроение, 1980, 230 с.
- [3] Кириллова А.Н., Сабирзянов А.Н. Влияние вдува продуктов разложения теплозащитного покрытия на коэффициент расхода утопленного сопла. Известия высших учебных заведений. Авиационная техника, 2021, № 2, с. 129–135.
- [4] Kirillova A.N., Sabirzyanov A.N. Influence of injection of the thermal shield decomposition products on the flow coefficient of a recessed nozzle depending on the inlet section shape. Journal of Engineering Physics and Thermophysics, 2022, vol. 95 (5), pp. 1248–1258.
DOI: <https://doi.org/10.1007/s10891-022-02592-x>

УДК 536.46

Влияние начальных параметров потока аэровзвеси на скорость распространения пламени

Тизлов Андрей Сергеевич

andrewtizilov@mail.ru

Тольяттинский государственный университет

Егоров Александр Григорьевич

eag@tltsu.ru

Тольяттинский государственный университет

Реализация проектов по созданию перспективных двигательных установок на порошкообразном металлическом горючем во многом зависит от организации эффективного рабочего процесса в камере сгорания. В настоящей работе представлены результаты исследования влияния начальных параметров потока аэровзвеси частиц алюминия на скорость распространения пламени. Установлен характер зависимости скорости распространения пламени и f от коэффициента избытка воздуха в турбулентном потоке аэровзвеси порошков алюминия АСД-1 и АСД-4. Скорость распространения пламени увеличивается с увеличением начальной температуры воздуха и уменьшением размера частиц алюминия. Характер влияния начальной турбулентности на скорость распространения пламени зависит как от размера частиц, так и диаметра камеры сгорания.

Ключевые слова: аэровзвесь, распространение пламени, горение, коэффициент избытка воздуха

Российские ученые Ю.В. Кондратюк и Ф.А. Цандер впервые высказали идею о возможности и необходимости применения легких металлов и их соединений для горючих в жидкостных ракетных двигателях. Применение порошкообразного металлического горючего (ПМГ), по существу открыло новое направление в реактивном двигателестроении. Обладая большой теплотой сгорания и высокой плотностью ПМГ способны существенно увеличить такие важные характеристики двигательных установок, как удельные импульсы тяги.

Применительно к внутрикамерным процессам в энергетических установках экспериментально-теоретические исследования должны быть направлены на изучение тех характеристик, от которых зависят воспламенение и полнота сгорания порошкообразного металлического горючего [1]. Одной из таких характеристик является скорость распространения пламени. В связи с этим необходимы экспериментальные данные которые позволят установить закономерности и выявить особенности горения и распространения пламени в турбулентном потоке аэровзвей частиц металлов. В качестве порошкообразного металлического горючего одним из наиболее доступных металлов является алюминий.

В настоящей работе представлены результаты исследований влияния начальных параметров потока аэровзвеси: размера частиц алюминия, скорости, турбулентности и температуры воздуха на скорость распространения пламени. Данная работа является продолжением исследований, результаты которых были представлены в [2].

Важнейшей характеристикой порошкообразных металлических горючих является размер частиц. В последние годы получено достаточно много экспериментальных результатов по определению закона горения частиц алюминия, позволяющих утверждать, что в области размеров $d_{32} < 10$ мкм, происходит смена режима горения. В указанном диапазоне размеров происходит смена режима горения частиц алюминия с контролируемого диффузией на кинетический, т. е. реализуется переходный режим горения. Было

получено, что в потоке аэровзвеси с АСД-4 со средним размером частиц $d_{32} = 7,4$ мкм, горение которых протекает в кинетическом режиме, зависимость $U_f(\alpha)$, соответствует теоретическим представлениям. Согласно которым при значениях $\alpha \approx 0,2$ и $\alpha \approx 1,0$ в аэровзвесах частиц алюминия тепловыделение, температура и скорость распространения фронта пламени принимают максимальные значения [2–4].

В потоке аэровзвеси с АСД-1 со средним размером частиц $d_{32} = 17,4$ мкм было установлено, что скорость распространения пламени увеличивается с уменьшением коэффициента избытка воздуха в диапазоне значений $\alpha = 3,0 \dots 0,2$, а на кривой зависимости $U_f(\alpha)$ есть только один максимум, который соответствует значению коэффициента избытка воздуха $\alpha \approx 0,2$. Это объясняется тем, что частицы алюминия АСД-1 со средним размером $d_{32} = 17,4$ мкм, горят в воздухе при атмосферном давлении в диффузионном режиме. В этом случае при увеличении массовой концентрации увеличивается суммарная площадь поверхности частиц, в связи с чем наблюдается интенсификация процессов лучистого переноса тепла между частицами, приводящая к соответствующему увеличению скорости распространения фронта пламени.

Установлено, что для аэровзвеси порошка АСД-1 со средним размером частиц алюминия $d_{32} = 17,4$ мкм получена зависимость свидетельствующая, что увеличение начальной температуры воздуха приводит к увеличению скорости распространения пламени U_f . Максимальные значения скорости распространения пламени соответствуют значениям коэффициента избытка воздуха $\alpha = 0,2 \dots 0,3$. При этом граница богатого предела распространения пламени смещается в сторону стехиометрии ($\alpha = 1,0$), оставаясь в области переобогащенного состава аэровзвеси.

Получено, что с увеличением скорости распространения пламени U_f , соответственно и с увеличением скорости потока аэровзвеси U_0 , сужается диапазон составов смеси, внутри которого возможно распространение пламени. Было установлено, что в модели камеры сгорания диаметром 0,04 м при скорости U_0 меньше 40 м/с устойчивого распространения фронта пламени не происходило. Данный факт подтверждает существования критического значения числа Рейнольдса для процесса нестационарного распространения пламени в реагирующих аэровзвесах частиц алюминия.

Установлено, что в потоке аэровзвеси с частицами алюминия АСД-1 в диапазоне значений $\alpha = 0,1 \dots 0,8$ увеличением начальной турбулентности ϵ_0 с 12 до 22 % и масштаба турбулентности l_0 с 0,01 до 0,07 мм приводит к расширению пределов распространения пламени и увеличению скорости распространения пламени. Также было выявлено, что наличие решетки во входном канале на $l = 0,2$ м в камере сгорания 0,07 м приводит увеличению скорости распространения пламени в потоке аэровзвеси с АСД-4, и к уменьшению в потоке аэровзвеси с АСД-1.

Выявленные закономерности влияния начальных параметров потока аэровзвеси на скорость распространения пламени могут найти практическое применение при организации процесса горения в камерах двигательных установок на порошкообразном металлическом горючем.

Литература

- [1] Ягодников Д.А. Воспламенение и горение порошкообразных металлов. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2009, 432 с.
- [2] Егоров А.Г. О скорости распространения пламени в аэровзвеси частиц алюминия. Физика горения и взрыва, 2020, Т. 56, № 1, с. 48–58.
- [3] Малинин В.И. Внутрикамерные процессы в установках на порошкообразных металлических горючих. Пермь, УрО РАН, 2006, 262 с.
- [4] Полетаев Н.И. Связь скорости распространения пылевого пламени с режимом горения частиц горючего. Физика горения и взрыва, 2016, Т. 52, № 6, с. 60–69.

УДК 629.7.018.4

Виброиспытание камеры-демонстратора ракетного двигателя малой тяги, изготовленной с использованием аддитивных технологий

Дергач Иван Васильевич

dergach.2021@inbox.ru

СибГУ им. М.Ф. Решетнева

Фесенко Ирина Александровна

irino4ka1710@mail.ru

СибГУ им. М.Ф. Решетнева

Фоменко Анатолий Александрович

greentrit@mail.ru

СибГУ им. М.Ф. Решетнева

Шестов Никита Сергеевич

shestov_98@bk.ru

СибГУ им. М.Ф. Решетнева

Манохина Эльвира Сергеевна

xim96@inbox.ru

СибГУ им. М.Ф. Решетнева

Рассмотрена актуальная проблема экспериментальной отработки возможности внедрения аддитивных технологий в ракетно-космическую промышленность, на примере изготовленной камеры-демонстратора ракетного двигателя малой тяги методом селективного лазерного сплавления. Из комплекса контрольно-испытательных работ, необходимых для подтверждения работоспособности и надежности изделий, было проведено испытание на вибропрочность.

Ключевые слова: ракетный двигатель малой тяги, аддитивные технологии, виброиспытания, вибростенд

В настоящее время продолжается совершенствование конструктивных схем и технологии изготовления ракетных двигателей. В зарубежном и отечественном ракетном двигателестроении особое внимание уделяется разработке и внедрению аддитивных технологий — изготовлению деталей методами лазерного послойного сплавления металлического порошкового материала на 3D-принтерах. Данные технологии находятся в стадии экспериментальной отработки, поэтому проектно-конструкторскими организациями и промышленными предприятиями проводятся комплексные исследования и испытания изделий-демонстраторов, изготовленных методами 3D-печати.

С учетом требований отраслевого стандарта ОСТ 92-4928–90 «Система технологического обеспечения разработки и постановки на производство изделий» необходимо проводить контрольно-испытательные работы [1]. Одним из видов таких работ являются виброиспытания узлов и агрегатов ракетных двигателей, поскольку при работе двигателя возможно возникновение вибрации, вызывающее механические повреждения и нарушение режима работы, которые могут стать причиной поломки или отказа системы. Соответственно, в ходе производства и разработки изделия их необходимо тестировать на воздействие вибрации. Проверка продукции на воздействие вибраций производится с помощью вибрационных установок. Подтверждение работоспособности на всех стадиях эксплуатации изделия добиваются проведением испытаний при имитировании внешних воздействий.

Существует различные типы испытаний изделий на вибропрочность [2]. Мы проводили испытание, в котором на объект воздействуют сигналом, описываемым базовой математической моделью — синус.

Вибропрочность — это свойство узлов, аппаратуры и летательного аппарата (ЛА) в целом противостоять разрушающему действию вибрации в заданных диапазонах частот и оставаться работоспособными после воздействия вибрационных нагрузок.

Для испытаний элементов средней и небольшой массы используются вибростенды на базе электродинамических вибраторов [3].

Данные стенды подходят для моделирования воздействия вибрации на различные образцы: космические аппараты (КА), приборы аэрокосмической промышленности, автомобили, стальные конструкции, механические и электрические изделия — в реальных условиях эксплуатации.

Электродинамический вибростенд состоит:

- из стенда, на который крепят объект и датчики-акселерометры;
- усилителя, основная задача которого подвести необходимую мощность к стенду;
- системы управления вибрацией (СУВ), основная задача которой следить за тем, чтобы сигнал, получаемый с акселерометра, соответствовал заданию пользователя, и корректировать сигнал, подаваемый на усилитель;
- компьютера, с помощью которого пользователь устанавливает задания и который управляет ходом испытания, отображает результаты испытания — графики измерений, погрешности и т. д.

В данной работе рассматривается методика виброиспытаний камеры-демонстратора ракетного двигателя малой тяги, изготовленной из штатного материала Инконель-718 на 3D-принтере путем лазерного аддитивного сплавления (SLM — технология). Испытаниям подвергался корпус камеры (нижняя часть без смесительной головки).

Испытания были проведены на вибростенде СУВ ВС-207 [4], так как данная система реализуют все существующие типы испытаний. Поскольку стенд может создавать вибрацию только в одном направлении, то камеру демонстратор закрепляли в двух положениях: вертикальном и горизонтальном.

Для проведения испытаний были разработаны два режима (одинаковые для обоих положений камеры):

1. Начальные испытания на обнаружение резонансных частот в соответствии с требованиями ГОСТ 30630.1.1–99 по методу 100-1 с диапазоном частот 20–2000 Гц, с постоянной амплитудой ускорения 0,5g и скоростью качения частоты не более 2 октав/мин (всего 4–5 м).
2. Испытания на синусоидальную вибрацию (режим Б) в соответствии с требованиями ОСТ 92-0266–73.

В результате испытаний установлено, что корпус камеры-демонстратора, изготовленный методом аддитивной технологии из штатного материала Инконель-718, выдержал вибрационные испытания. Разрушения изделия не произошло. При внешнем осмотре камеры дефектов и нарушений сплошности поверхностей изделия не обнаружено.

Литература

- [1] Фесенко И.А., Дергач И.В., Жигурова Е.Е., Гордеев В.В., Шестов Н.С. Методика технологических испытаний камеры-демонстратора ракетного двигателя малой тяги, изготовлен-

- ного по технологии SLM-печати. Актуальные проблемы авиации и космонавтики: сб. матер. конф. Красноярск, СибГУ им. М.Ф. Решетнева, 2022, т. 1, с. 214–216.
- [2] Бакулин Я.Ю., Журавлев В.Ю. Виброиспытания изделий ракетно-космической техники. Решетневские чтения. XVIII Междунар. науч. конф., посвященная 90-летию со дня рождения генерального конструктора ракет-космических систем акад. М.Ф. Решетнева: сб. тр. В 3 ч. Красноярск, СибГУ им. М.Ф. Решетнева, 2014, ч. 1, с. 123–124.
- [3] Зайцев М.А., Остапенко Д.В., Швецова Д.С., Королева Т.А., Журавлев В.Ю. Особенности проверки изделий ракетно-космической техники на вибропрочность. Актуальные проблемы авиации и космонавтики: сб. матер. конф. Красноярск, СибГУ им. М.Ф. Решетнева, 2018, т. 1, № 14, с. 189–191.
- [4] Система управления виброиспытаниями ВС-207. Руководство по эксплуатации. ВАПМ.466961.002 РЭ. Смоленск, 2016.

УДК 662.76.032

Визуализация параметров процесса работы в газогенераторах наддува топливных баков жидкостных ракетных двигательных установок

Зенюк Константин Олегович
СибГУ им. М.Ф. Решетнева

ghost13156@mail.ru

С помощью метода конечных элементов программного пакета SOLID WORKS построена модель двухзонного газогенератора наддува топливных баков жидкостных ракетных двигательных установок. Проведено исследование по моделированию рабочего процесса в газогенераторе, построена визуализация термодинамических процессов в изделии, получены числовые характеристики. Рассмотрена методика автономных стендовых (огневых) испытаний газогенераторов наддува топливных баков, методика верификации численных методов.

Ключевые слова: двухзонный газогенератор, метод конечных элементов, огневые испытания, верификация расчетов

Стабильная и бесперебойная подача жидких компонентов топлива в топливные магистрали ЖРДУ обеспечивается специальной системой наддува топливных баков летательных аппаратов (в частности, баллистических ракет и космических ракет-носителей). Величина давления наддува баков обычно определяется из условия бескавитационной работы насосов ТНА, прочности и устойчивости оболочек баков [1]. Давление компонентов топлива на входе в насосы двигателя $P_{вх}$ складывается из давления столба жидкости $P_{ст}$ и абсолютного давления в баке над свободной поверхностью жидкости $P_б$. Учитывая потери давления $P_{вх}$ в трубопроводах и арматуре, расположенной на магистралях от баков до насосов, получим следующее выражение:

$$P_{вх} = P_б + P_{ст} - P_{вх}.$$

Во время полета ракеты $P_{ст}$ будет изменяться в соответствии с законом движения ракеты по заданной траектории, при этом величина $P_{вх}$ должна поддерживаться постоянной [2].

Для вытеснения жидких компонентов из баков в газовые подушки баков подается горячий газ-вытеснитель, который во многих ЖРД создается в специальных двухкомпонентных жидкостных газогенераторах (ЖГГ), которые называются газогенераторами наддува. Наиболее рациональным считается применение в газогенераторах наддува компонентов топлива, одинаковых с топливом в основной (тяговой) камере ЖРД [2].

Однако эти топлива при сгорании с соотношением расходов, близких к стехиометрическому, развивают высокую температуру, недопустимую для подачи в топливные баки. Поэтому в газогенераторах наддува рабочий процесс должен быть организован таким образом, чтобы один из компонентов своим избытком балластировал топливную смесь и тем самым понижал температуру горения.

Для двухкомпонентных газогенераторов наддува топливных баков целесообразно применять самовоспламеняющиеся топлива. Однако и в этом случае организация

надежного воспламенения и устойчивого горения при больших избытках одного из компонентов топлива представляет большие трудности.

Для моделирования рабочего процесса, использовалось программное обеспечение SolidWorks с добавлением пакета Flow Simulation, который обеспечивает построение модели течения рабочего тела в полости модели газогенератора с учетом теплофизических характеристик. Объектом исследования является двухзонный газогенератор наддува топливных баков ЖРДУ [3].

Задание начальных параметров выбиралось исходя из определения давления в газогенераторе. А также с учетом материала и свойств рабочего тела.

В результате расчета получены не только численные значения температуры газа, но и на их основе построены градиенты распределения температуры на внутренней стенке камеры сгорания газогенератора.

Стенды для автономных огневых испытаний газогенераторов состоят из топливных баков, трубопроводов и запорной арматуры, обеспечивающей выполнение циклограммы изменения режимов работы. Устройство и принцип действия элементов стенда аналогичны используемым на стендах для огневых испытаний ЖРД [4, 5].

Предложенная методика численного моделирования рабочего процесса методом конечных элементов в пакете Flow Simulation программного обеспечения Solid Works позволит, не прибегая к постоянным стендовым испытаниям, минуя факторы опасности и снизив затраты, получить значения исследуемых параметров. Результат позволит снизить вероятность ошибок, допущенных при проектировании и не допустить возникновения отрицательных показателей при огневых испытаниях.

Литература

- [1] Алемасов В.Е., Дрегалин А.Ф., Тишин А.П. Теория ракетных двигателей. Под ред. В.П. Глушко. Москва, Машиностроение, 1980, 533 с.
- [2] Ягодников Д.А. и др. Численное исследование рабочего процесса в восстановительном газогенераторе кислород-метанового ЖРД разгонного блока. Аэрокосмический научный журнал, 2015, № 5, с. 12–25.
- [3] Казанцев З.А., Ерошенко А.М., Бабкина Л.А., Лопатин А.В. Космические аппараты и технологии. Космические аппараты и технологии, 2021, т. 5, № 3, с. 121–136.
- [4] Стриженко П.П., Барсуков О.А. Результаты огневых испытаний окислительного газогенератора ЖРД 11Д58МФ. Вестник Самарского университета, 2014, № 5-3 (47), с. 167–175.
- [5] Бирюков В.И., Назаров В.П., Царапкин Р.А. Экспериментальная и аналитическая оценка устойчивости рабочего процесса в камерах сгорания и газогенераторах жидкостных ракетных двигателей. Решетневские чтения, 2017, № 21-1, с. 197–199.

УДК 621.45.046

Исследование динамики топливных магистралей при стендовых испытаниях жидкостных ракетных двигателей малой тяги

Манохина Эльвира Сергеевна

xim96@inbox.ru

СибГУ им. М.Ф. Решетнева

Шикарев Матвей Александрович

89134467140@bk.ru

СибГУ им. М.Ф. Решетнева

Назаров Владимир Павлович

reserv48@mail.ru

СибГУ им. М.Ф. Решетнева

Жидкостные ракетные двигатели малой тяги являются основными двигателями, применяемыми в системах управления космических летательных аппаратов (КЛА). Жидкостные ракетные двигатели малой тяги предназначены для ориентации, стабилизации и коррекции, обеспечивающие выполнение программы летательных и космических аппаратов. При создании уделяется большое внимание проведению стендовых испытаний, техническому оснащению. В данной работе приведены исследования динамики топливных магистралей ЖРД малой тяги при стендовых испытаниях.

Ключевые слова: *стендовые испытания, жидкостной ракетный двигатель, ЖРД малой тяги, топливная магистраль*

Исследование динамики топливных магистралей при стендовых испытаниях ЖРД малой тяги

Жидкостные ракетные двигатели малой тяги являются основными двигателями, применяемыми в системах управления космических летательных аппаратов (КЛА). ЖРДМТ могут работать как в непрерывном, так и в импульсном режимах, при этом работа в импульсном режиме является одной из наиболее характерных особенностей. [1] Суммарное время работы современных двигателей малой тяги за период эксплуатации при сохранении требуемых параметров двигателя составляет более $12,5 \cdot 10^4$ с, а общее число циклов — не менее $5 \cdot 10^5$.

При создании ЖРДМТ для КЛА различного назначения в процессе конструкторской (опытной) отработки большое внимание уделяется вопросам методологии стендовых испытаний, техническому оснащению стендов, имитирующих воздействие физических условий космического пространства, а также применению диагностических методов и аппаратуры для проведения различных физических исследований и измерений [2, 3].

К стендам для огневых испытаний ЖРДМТ предъявляются определенные требования, основные из которых следующие:

1. Достижение степени соответствия высотных условий.
2. Создание идентичности или динамического подобия характеристик систем питания ЖРДМТ компонентами топлива, включая соответствие инерционных, волновых и гидравлических характеристик питающих магистралей.

3. Обеспечение соответствия законов изменения входных давлений в двигатель, давлений в камере сгорания.
4. Обеспечение в заданных пределах значений температуры компонентов топлива.

Большинство ЖРДМТ работают при очень низких давлениях окружающей среды, и, следовательно, значительный объем испытаний при их отработке следует проводить на стендах, оборудованных вакуумными системами. При определении тяговых характеристик и характеристик по удельному импульсу в вакуумной камере (с установленным в ней на испытания двигатель) обеспечивается заданное значение давления для безотрывного истечения газа из сопла.

Исходя из основного требования, определяющего организацию проведения огневых стендовых испытаний ЖРДМТ: получение достоверной информации о работоспособности двигателя в условиях эксплуатации, сформулированы основные критерии оптимизации характеристик стендовых магистралей:

1. Потоки компонентов топлива в стендовых магистралях и магистралях КА должны быть подобны.
2. Колебательные процессы, возникающие в результате импульсных режимов работы испытываемого ЖРДМТ, не должны вносить дополнительных погрешностей в оценку его работоспособности.

Гидродинамическое подобие магистралей компонентов топлива в КЛА и на стенде достигается соответствием в уравнениях движения жидкости одноименных коэффициентов Sh , Eu , Fr и Re , а также равенствами чисел Маха, безразмерных волновых сопротивлений a и относительных потерь на трение.

Импульсные режимы работы ЖРД малой тяги (ЖРДМТ) инициируют в стендовых трубопроводах неустановившиеся (низкочастотные) процессы движения компонентов топлива. Оптимизация процессов огневых испытаний ЖРДМТ требует решения задачи по обеспечению динамического подобия характеристик систем питания двигателя компонентами на стенде и в двигательной установке, в том числе соответствие гидравлических, волновых и инерционных характеристик питающих магистралей.

Для определения требований к стендовым трубопроводам подачи компонентов топлива в ЖРДМТ при импульсном режиме его работы с частотой f рассмотрим вопрос о собственной частоте колебаний жидкости в трубопроводе f_0 . Свободные колебания являются определяющими факторами при рассмотрении динамических характеристик стендовых магистралей. При соотношении частот $f_0 \sim f_v$ топливных магистралей стенда неизбежен резонанс, и в них будут инициироваться процессы, существенно влияющих на работу испытываемого ЖРДМТ. Это приведет к получению недостоверных оценок параметров двигателя по результатам испытаний.

Частота собственных колебаний жидкости зависит от емкости постоянной времени, учитывающей сжимаемость среды, и инерционной, учитывающей инерционность. С учетом известных методик [4] можно определить численные значения частоты собственных колебаний жидкости и далее перейти к расчетам оптимальных геометрических параметров топливной трубопроводной системы стенда.

Для исключения явления резонанса, вызывающего негативные нестационарные процессы, собственная частота магистралей должна значительно отличаться от частоты вынужденных колебаний, возбуждаемых импульсным режимом работы испытываемого ЖРДМТ.

Исходя из результатов, экспериментальных исследований для стендовой магистрали должна быть такова, чтобы ее собственная частота не менее чем в 10 раз превышала максимальную частоту импульсного режима работы ЖРДМТ при испытаниях.

В заключение следует отметить, что исследование динамики топливных магистралей при стендовых испытаниях, является одним из необходимых этапов создания ЖРД малой тяги с высокими показателями надежности энергетической эффективности.

Литература

- [1] Салич В.Л., Шмаков А.А., Ваулин С.Д. Жидкостные ракетные двигатели малой тяги. Челябинск, Изд-во ЮУрГУ, 2006, 52 с.
- [2] Жуковский А.Е., Кондрусев В.С., Окорочков В.В. Испытания жидкостных ракетных двигателей. Москва, Машиностроение, 1992, 352 с.
- [3] Коломенцев А.И., Краев М.В., Назаров В.П. и др. Испытание и обеспечение надежности ракетных двигателей. Красноярск, Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т; Моск. авиац. ин-т, 2006, 336 с.
- [4] Яцуненко В.Г., Назаров В.П., Коломенцев А.И. Стендовые испытания жидкостных ракетных двигателей. Красноярск, Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т; Моск. авиац. ин-т, 2016, 248 с.

УДК 533.697.4

Анализ эффективности сопел внешнего расширения для жидкостного ракетного двигателя малой тяги

Каун Юлия Владимировна

y.kaun13@gmail.com

БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова

Чернышов Михаил Викторович

mvcher@mail.ru

БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова

Исследование направлено в первую очередь на обоснование использования схемы штыревого профилированного сопла. Проведен численный расчет модернизированной схемы сопла внешнего расширения с перфорированной вставкой. Для сравнительного анализа выбрана апробированная схема энергетической установки. Проанализирована тяговая характеристика как один из основных показателей эффективности устройства выведения на орбиту полезной нагрузки.

Ключевые слова: *клиновоздушный ракетный двигатель, сопло внешнего расширения, газопроницаемые структуры, перфорированное центральное тело, сила тяги, аэродинамическое сопротивление*

Сопловая часть камеры двигателя в общем является одним из основных узлов двигательной установки. От контура сопловой части камеры зависит эффективность движения и истечения продуктов сгорания из сопловой части камеры. Поэтому тщательный газодинамический расчет контура сопла является важной частью расчета двигательной установки вне зависимости от используемого вида топлива. Проектирование сопел классических схем достаточно тщательно исследовано и описано в работах ученых прошлого столетия [1–4].

Исследованы особенности взаимодействия ударно-волновой структуры и пограничного слоя в сильно перерасширенных соплах ракет, поскольку эти взаимодействия обуславливают акустические, виброакустические, тепловые и механические нагрузки, действующие на конструкцию. Обычные сопла (конфузорно-диффузорного типа) страдают от вышеупомянутых взаимодействий со снижением производительности двигателя на начальных высотах полета в условиях сильного перерасширения из-за фиксированной геометрии. В прошлом были разработаны и испытаны на земле различные типы сопел с возможностью адаптации к высоте [5, 6].

В последние годы возобновился интерес к соплу, способном компенсировать разницу давлений в течении полета, как для ракетных, так и для авиационных двигателей [2–6]. Однако в то время как отрыв потока в перерасширенных плоских или конусообразных идеальных и оптимизированных контурных соплах широко исследовался для выяснения явления отрыва пограничного слоя и ударных взаимодействий, соплам внешнего расширения (штыревым соплам) уделялось мало внимания. Поэтому в рамках этого исследования была изучена газодинамическая структура.

**Сила тяги сопла внешнего расширения с центральными телами
различных конструкций с использованием топливной пары
(гидразин – перекись водорода)**

Высо- та по- лета, км	Тяга сопла со сплошным центральной телом, кН				Тяга сопла с перфорированным центральной телом, кН				При- рост силы тяги, %
	Дозву- ковая часть	Сверх- звуко- вая часть	Реак- тивная состав- ляющая	Сум- марная сила тяги	Дозву- ковая часть	Сверх- звуко- вая часть	Реак- тивная состав- ляющая	Сум- марная сила тяги	
0	4,62	7,66	18,24	30,52	4,62	10,27	18,24	33,13	8,8
10	4,56	8,33	18,24	31,13	5,24	10,89	18,24	34,37	9,4
20	4,33	10,12	18,24	32,69	5,64	11,29	18,24	35,17	8,05

Результаты расчетов течения газового потока по соплу с центральным телом с учетом влияния внешнего потока на его работу показали, что организация центрального тела типа «усеченный конус» улучшает тяговые характеристики при его работе на нерасчетных режимах за счет применения схемы штыревого сопла.

Тяга двигателя аналога ЖРД с классическим соплом Лавалю $P = 25$ кН. Установлено, что сумма сил давления и трения по поверхности осесимметричного сопла с центральным телом с увеличением степени нерасчетности, начиная с некоторой ее величины, не изменяется. Эта величина близка к степени нерасчетности, при которой сопло Лавалю с той же степенью расширения является расчетным.

Информация о гранте

Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства науки и высшего образования Российской Федерации (НИР «Создание опережающего научно-технического задела в области разработки передовых технологий малых газотурбинных, ракетных и комбинированных двигателей сверхлегких ракет-носителей, малых космических аппаратов и беспилотных воздушных судов, обеспечивающих приоритетные позиции российских компаний на формируемых глобальных рынках будущего», FZWF-2020-0015).

Литература

- [1] Ito T., Fujii K. Numerical analysis of the base bleed effect on the aerospike nozzles. AIAA Paper, 2002, art. 0512, 10 p.
- [2] Семенов В.В., Иванов И.Э., Крюков И.А. Регулирование высотности сопла с большой степенью расширения. Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Аэрокосмическая техника, 2015, № 40, с. 5–21.
- [3] Ключников В.Ю. Ракеты-носители сверхлегкого класса. Ниша на рынке пусковых услуг и перспективные проекты. Ч. 2. Aerospace Sphere Journal, 2019, № 4 (101), с. 64–75.
- [4] Каун Ю.В., Чернышов М.В. Влияние газопроницаемых конструкционных материалов на тягу сопла внешнего расширения широкодиапазонного ракетного двигателя. Известия Российской академии ракетных и артиллерийских наук, 2022, № 4 (104), с. 81–87.
- [5] Кацкова О.Н., Наумова И.Н., Шмыглевский Ю.Д., Шулиншина Н.П. Опыт расчета плоских и осесимметричных сверхзвуковых течений газа методом характеристик. Москва, ВЦ АН СССР, 1961, 60 с.
- [6] Омельченко А.В., Усков В.Н. Геометрия оптимальных ударно-волновых систем. Прикладная механика и техническая физика, 1997, т. 38, № 3, с. 29–35.

УДК 621.25:532.628.001

Применение аддитивных технологий при проектировании жидкостных ракетных двигателей, основные преимущества перед классическими методами обработки материалов

Класович Ярослав Алексеевич

Yaklasovich2001@mail.ru

СибГУ им. М.Ф. Решетнева

Масолыго Николай Евгеньевич

kolya.masolygo@mail.ru

СибГУ им. М.Ф. Решетнева

Стахеев Максим Владимирович

maximstakheev01@gmail.com

СибГУ им. М.Ф. Решетнева

Черненко Валентина Викторовна

2887722@mail.ru

СибГУ им. М.Ф. Решетнева

Рассмотрено применение аддитивных технологий при проектировании жидкостных ракетных двигателей, их достоинства перед классическими методами обработки материалов. Приведены результаты исследований и анализ эффективности внедрения прогрессивных способов изготовления изделий в различные области ракетостроения. Так же представлены особенности изготовления жидкостных ракетных двигателей, на которые следует обращать внимание при производстве деталей с помощью аддитивных технологий.

Ключевые слова: аддитивные технологии, жидкостные ракетные двигатели, обработка материалов, современные технологии, ракетостроение

В настоящее время многие направления высокотехнологичного производства постепенно изживают себя, им больше некуда стремиться, ведь они достигли своего максимума технических возможностей и применения привычных материалов. Внедрение прогрессивных способов изготовления изделий просто необходимы всему миру, таких как печать на 3D принтере, которая позволяет модернизировать производство и достичь небывалых инженерных решений. Но стоит отметить, что стандартные методы обработки изделий внесли неоценимый вклад в эпоху становления ракетостроения и машиностроения, и даже по сей день остаются частично незаменимы [1].

В современном производстве жидкостных ракетных двигателей используются изделия нестандартной и сложной формы. Именно применение технологий 3D-печати поможет изготавливать сложные 3D-объекты в объеме с возможностью масштабирования. Применение аддитивных технологий выигрывают перед классическими методами изготовления камер жидкостных ракетных двигателей по ряду признаков, а именно [2]:

1. Увеличение скорости, не снижая при этом качества производства, путем исключения поэтапного изготовления изделия, при практически полной автоматизации процесса изготовления, а также уменьшения количества технологических переходов.
2. Низкая себестоимость. Человечество стремится сократить затраты производства на изготовления любой продукции, и ракетостроение не исключение. Важно при этом не потерять надежность уже готового изделия.

3. Повышенная безопасность производства, за счет снижения участвующего числа работников в процессе изготовления детали.
4. Получение уникальных характеристик. Благодаря послойному наложению материала (расплавленной полимерной нити). Возможно использование материалов производственного класса, для изготовления деталей, работающих в условиях контакта агрессивной среды и высокого температурного режима [2].
5. Продукт наделяется достаточными характеристиками механических свойств при меньшей массе. Исследование, проведенное в рамках проекта ATIKINS, выявило, что уменьшение массы магистрального самолета на 100 кг на протяжении всего жизненного цикла влечет за собой экономию около 2,3 млн. долларов на расходе топлива и снижение выбросов углекислого газа на 1,4 млн. тонн.
6. На выходе получается уже готовое изделие, не требующее дополнительных механических обработок [3].

Следует отметить, что, как и любой другой метод, подход изготовления изделия путем аддитивных технологий имеет свои нюансы, на которые следует обращать при производстве изделий: 1) минимальный выбор порошковых материалов из металла. Составы таких порошков жестко установлены европейскими стандартами и поэтому изготовление его нерентабельно (при изготовлении единичных экземплярах); 2) не проверены до конца характеристики прочности получаемых изделий и не рассмотрены методы их улучшения; 3) При увеличении точности — снижается продуктивность производства [4].

Таким образом, можно сделать вывод, что в производстве авиационно-космической техники повышенный интерес к аддитивным методам создания изделия возрастает все больше с каждым годом, вследствие ряда преимуществ над классическими технологиями. Ведущие компании по всему миру модернизируют свое оборудование и частично заменяют на аддитивные технологии, создаются промышленные образцы изделий, запускаются серийный выпуск ряда наименований деталей, производится анализ сфер их эффективного применения.

Литература

- [1] Микрин Е.А. Перспективы развития отечественной пилотируемой космонавтики (к 110-летию со дня рождения С.П. Королёва). Космическая техника и технологии, 2017, № 1 (16), с. 5–11.
- [2] Сироткин О.С. Современное состояние и перспективы развития аддитивных технологий. Авиационная промышленность, 2015, № 2, с. 22–25.
- [3] Чумаков Д.М. Перспективы использования аддитивных технологий при создании авиационной и ракетно-космической техники. Труды МАИ, 2014, № 78. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=53682> (дата обращения: 15.11.2022).
- [4] Зленко М.А., Попович А.А., Мутылина И.М. Аддитивные технологии. Санкт-Петербург, СПбПУ

УДК 621.25:532.628.001

Способы предотвращения воздействия кавитации на колесо центробежного насоса жидкостных ракетных двигателей

Класович Ярослав Алексеевич

СибГУ им. М.Ф. Решетнева

Yaklasovich2001@mail.ru

Масолыго Николай Евгеньевич

СибГУ им. М.Ф. Решетнева

kolya.masolygo@mail.ru

Стахеев Максим Владимирович

СибГУ им. М.Ф. Решетнева

maximstakheev01@gmail.com

Черненко Валентина Викторовна

СибГУ им. М.Ф. Решетнева

2887722@mail.ru

Рассмотрены кавитационные явления при работе насоса, их влияние на колесо центробежного насоса жидкостного ракетного двигателя, а также способы предотвращения холодного кипения. Определение параметров допустимого числа оборотов насоса, исходя из условия бескавитационной работы, при имеющемся давлении на входе и известном расходе. Анализируются способы, устройства, повышающие кавитационную стойкость насосов, для стабильной работы насосного агрегата жидкостного ракетного двигателя.

Ключевые слова: жидкостной ракетный двигатель, кавитация, центробежный насос, турбонасосный агрегат, жидкостное охлаждение

насосам, применяемым в ракетно-космических системах и комплексах, всегда предъявлялись высокие требования по надежности и бесперебойной работе, т. к. они являются источниками энергии, от стабильности которых зависит работа всего космического аппарата в целом. При проектировании и производстве жидкостных ракетных двигателей уделяется большое внимание, в частности, главному узлу насосной подачи компонентов топлива, которым является турбонасосный агрегат. Специалистам необходимо учесть множество факторов, влияющих на эффективность и эксплуатационную надежность центробежного насоса, одним из которых будет повышение антикавитационных качеств изделия.

При больших скоростях движения потока давление насыщенных паров может превысить давление статическое и тогда возникает закипание жидкости, то есть кавитация. Кавитацией, или холодным кипением, называется возникновение в потоке жидкости в зоне минимального давления пустот или разрывов, заполняемых парами жидкости [1].

Больше всего подлежит небезопасному явлению в центробежном насосе сечения входа рабочего тела на лопатки колеса, там полное давление жидкости минимально (насос еще не передал энергию жидкости), а относительная и абсолютная скорость потока велики. При контакте с лопаткой повышенные относительные скорости, способствуют появлению областей низкого давления с обратной стороны лопатки, вследствие чего возникает кавитация. Помимо этого, неравномерное поле абсолютных скоростей при подходе к лопатке образует дополнительное падение давления в струях, где скорость будет выше средней [2–3].

Кавитация губительна для нормальной работы насоса по нескольким причинам:

1. Одна из порций объема, подаваемого насосом, заполняется парами жидкости, вследствие чего возникает падение напора и снижается расход подаваемого рабочего тела.
2. Когда жидкость попадает в рабочую область, которая имеет в своей массе паровые мешки, в зону более высоких давлений пар конденсируется и содержимое паровых мешков заполняется жидкостью с большей скоростью (до 1600–1900 м/сек), что способствует появлению гидравлического удара в момент наполнения объема. Некоторая часть таких ударов направленных в фокус полусферы паровых объемов, находящихся на поверхности лопаток, также способствует эрозионному разрушению изделия [4].

Для расчета насосных агрегатов одной из значимых задач является — установление максимально допустимого числа оборотов насоса при имеющемся давлении на входе и известном расходе. Исходя из условия бескавитационной работы, необходимо найти предельное количество оборотов насоса, для этого воспользуемся формулой Руднева С.С.:

$$n_{(max)} = C_{кр}(1/\sqrt{Q})(H_{bx} - H_s/10)^{(3/4)}$$

где, $C_{кр}$ — критический коэффициент кавитации, который определяется опытным путем и характеризует кавитационные качества насоса, или другими словами степень предрасположения насоса к кавитации при снижении; H_{bx} — напор на входе в крыльчатку насоса; H_s — напор, соответствующий условиям образования насыщенных паров жидкости [2].

Для обычных насосов $C_{кр}=820—1130$, но если применить осевые или шнековые преднасосы в конструкции, то увеличим коэффициент до 3000–3200, что своего рода является одной из основных мер предотвращения гидродинамической кавитации. Шнековый преднасос способен не только повышать давления жидкости, так же он благодаря своей форме создает закрутку потока, что приводит к уменьшению относительной скорости движения жидкости на входе. Еще один способ устранить кавитацию возможно путем наддува баков давлением 0,2–0,6 МПа, тем самым повысив давление на входе в насос. К тому же для повышения антикавитационных свойств насосов необходимо учитывать конструктивные особенности форм (длина и количество лопаток, применение двустороннего входа, использование переразмеренных колес), а также брать в расчет термодинамические свойства использованных компонентов [5].

Таким образом, рассмотрены основные причины воздействия кавитации на колесо центробежного насоса, и факторы их возникновения в жидкостных ракетных двигателях. Проанализирован критический коэффициент кавитации для различных насосов и его влияние на условия бескавитационной работы, а также способы, устройства, повышающие кавитационную стойкость насосов.

Литература

- [1] Овсянников Б.В., Боровский Б.И. Теория и расчет агрегатов питания жидкостных ракетных двигателей. Москва, Машиностроение, 1986, 376 с.
- [2] Добровольский М.В. Жидкостные ракетные двигатели, основы проектирования. Москва, Машиностроение, 1968, с. 276–278.
- [3] Краев М.В. Гидродинамическая нестационарность при кавитационных режимах работы высокооборотных насосов. Вестник СибГАУ, 2012, вып. 3, с. 110–113.
- [4] Булдаков А.Г., Краева Е.М. Кавитация в насосах жидкостных ракетных двигателей. Актуальные проблемы авиации и космонавтики, 2012, т. 1, № 8, 47 с.
- [5] Назаров В.П., Ефремов Г.В. Конструкция жидкостных ракетных двигателей. Красноярск, СибГУ им. М.Ф. Решетнева, 2016, 194 с.

УДК 679.76

Новые виды ракетного топлива. Нафтил

Шаталов Владислав Дмитриевич

СибГУ им. М.Ф. Решетнева

Vlad.shatl@bk.ru

Федченко Татьяна Александровна

СибГУ им. М.Ф. Решетнева

fedchenko15.00@mail.ru

Халеков Ярослав Алексеевич

СибГУ им. М.Ф. Решетнева

halekov01@bk.ru

Якушев Даниил Анатольевич

СибГУ им. М.Ф. Решетнева

yakushev_2001@internet.ru

Представлен новый вид топлива — нафтил. Рассмотрены физические и химические характеристики данного топлива по сравнению с керосином. Рассмотрены экологические свойства нафтила. Рассмотрены его преимущества относительно других ракетных топлив. Приведен пример использования данного топлива на третьей ступени ракеты-носителя «Союз-2». Рассмотрен план перевода госкорпорации «Роскосмос» на новый вид топлива — нафтил.

Ключевые слова: ракетное топливо, ракетно-космическая техника, топливная система, ракета-носитель, нафтил

В настоящее время человеческое общество с усилием осваивает космос. Мы не знаем большую часть того, что скрыто в нем. Российские эксперты разыскивают все новые варианты ракетного топлива, которые будут экологически чистыми, легко храниться, обладать большим удельным импульсом, более безопасными. В данный момент такое ракетное топливо отечественные ученые нашли. Новым видом топлива госкорпорация «Роскосмос» выбрала нафтил ($C_{12,79}H_{24,52}$).

Нафтил ($C_{12,79}H_{24,52}$) — это более экологически чистый тип углеводородного топлива посредством использования полимерных присадок. Новое топливо производят из продуктов нефтепереработки. В сравнении с керосином, он более плотный, бесцветный и прозрачный, чем керосин. Новый вид топлива содержит малую часть керосина, причем керосин в составе нафтила проходит фундаментально новый цикл очистки [1].

Впервые нафтил, в качестве одного из компонентов ракетного топлива, начали использовать в 2017 году, заправив третью ступень ракеты-носителя «Союз-2», но теперь по данным госкорпорации «Роскосмос» новым топливом будут заправлять все ступени [2].

Долгое время до первого использования на, в качестве компонента ракетного топлива российские ракеты-носители заправляли керосином, но керосин был намного хуже и экологически грязнее нафтила. Отечественному ракетостроению многократно сообщали то, что керосин при сгорании оставляет нагар на деталях двигателя, склонных к воздействию продуктов сгорания. Из-за этого ослабевает способность отвода тепла и, соответственно, ухудшается работа двигателя [3].

В отличие от высокотоксичного ракетного топлива, использовавшегося ранее, данный вид топлива относится к четвертому классу опасности так же, как и, напри-

мер, дизельное топливо, или бензин. Его применение гарантирует увеличение КПД многоступенчатых ракет-носителей среднего класса, выводимых на орбиты.

Новый вид топлива имеет следующие преимущества: удельный импульс выше, чем у керосина, что преумножит увеличение вывода грузов на орбиты практически всех типов;

- не требуются существенные изменения в конструкцию ракет-носителей;
- возможность применения нафтила в ракета-носителях «Союз-2» и «Ангара»;
- более экологически чистое топливо, в малой величине ароматических углеводородов, что сокращает загрязнения атмосферы;
- температура начала кристаллизации 100 °С;
- кинематическая вязкость 1,88 мм²/с при 20 °С;
- транспортировка, хранение, сливо-наливные операции проводят под азотом с точкой росы не выше –60 °С.

Перевод на нафтил «Роскосмос» начал в октябре 2021 года, за это время они проделали немалый труд, а именно:

- емкости для хранения топлива обработали воздухом и азотом, очистив от остатков керосина;
- топливную систему адаптировали, внося технические изменения;
- провели испытания;
- отладили процедуру заправки и слива топлива в топливных баках;
- приняли решение о готовности перехода к новому топливу [3].

23 октября 2022 г. «Роскосмос» успешно произвел первый запуск ракеты-носителя семейства «Союз-2» полностью на нафтиле [4].

В завершение хотелось бы сказать, что за все время освоения космоса российские ученые, космонавты, конструкторы ищут более совершенный вид топлива. Новые виды топлива должны быть более экологически чистыми, безопасные.

Литература

- [1] Нафтил. Что это? URL: <https://neftegaz.ru/tech-library/energoresursy-toplivo/755582-naftil/> (дата обращения 29.11.2022).
- [2] Нафтил. URL: <https://dzen.ru/media/sferalive/pochemu-etogo-nikto-ne-zametil-na-rossiiskih-raketahnositeliah-kerosin-zamenili-na-bolee-effektivnyi-naftil-6267e3a1b9be3424933e5f21> (дата обращения 29.11.2022).
- [3] Российские корабли будут летать на нафтиле. URL: <https://expert.ru/2022/05/26/kosmicheskiye-korabli-rossii-budut-letat-na-naftile/> (дата обращения 29.11.2022).
- [4] Роскосмос. URL: <https://www.roscosmos.ru/> (дата обращения 29.11.2022).

УДК 621.039.577.679.78

Преимущества и недостатки использования сжиженного природного газа в жидкостных ракетных двигателях

Масолыго Николай Евгеньевич

kolya.masolygo@mail.ru

СибГУ им. М.Ф. Решетнева

Черненко Валентина Викторовна

2887722@mail.ru

СибГУ им. М.Ф. Решетнева

Класович Ярослав Алексеевич

Yaklasovich2001@mail.ru

СибГУ им. М.Ф. Решетнева

Стахеев Максим Владимирович

maximstakheev01@gmail.com

СибГУ им. М.Ф. Решетнева

Рассмотрены преимущества и недостатки использования сжиженного природного газа в жидкостных ракетных двигателях. На смену не экологичным видам горючим должны прийти безопасные и чистые источники энергии. Альтернативой становится сжиженный природный газ. Это горючее в паре с жидким кислородом позволяет создавать новые высокоэффективные и недорогие двигатели с максимальным использованием уже существующих элементов конструкторского, материального, технологического и производственного задела.

Ключевые слова: жидкостный ракетный двигатель, сжиженный природный газ, ракетно-космическая техника, окислитель, ракетное топливо

Перед миром ракетостроения стоят не легкие задачи, которые требуют современных решений. Существующие ракеты-носители по тем или иным причинам не удовлетворяют современным требованиям экономичности и экологичности. Необходимо снизить издержки и повысить природную сохранность космических сервисов. Таким образом, существует необходимость разработки современных ракеты-носителей, особенностью которого является использование жидкостных ракетных двигателей на экологически чистых видах топлива, к которым можно отнести сжиженный природный газ, содержащий метан 90...98 %. Эта горючая смесь в сочетании с жидким кислородом позволяет создать новые высокоэффективные и недорогие двигатели, максимально используя уже существующие элементы конструктора, материала, технологии и производства [1].

Водородное топливо является самым экологически чистым и эффективным горючим. В ракетно-космических комплексах он применяется в паре с жидким кислородом. По теплопроизводительности он почти в 2,5 раза эффективнее СПГ. Однако в чистом виде водород в природе не существует и должен извлекаться из других соединений при помощи разнообразных химических методов. Получение водорода, в промышленных объемах, производится с использованием различного сырья, затем водород очищают от примесей, осушают и ожижают. Этот процесс весьма энергоемкий, требующий технологически сложного оборудования [2].

На развитие и изучение космического пространства влияет успешное выведение космических аппаратов, которое в свою очередь сдерживается высокой стоимостью.

Внедрение сжиженного природного газа (СПГ) в ракетно-космическую технику поможет серьезно улучшить ситуацию. Во-первых: создание топливной пары жидкий кислород — СПГ обеспечивает возможность разработки высокоэффективного жидкостно-реактивного двигателя (ЖРД); во-вторых: создание двигателей для многоразового использования с минимальным циклом послеполетного обслуживания; в-третьих: существенное снижение затрат на разработку двигательной установки и носителя по сравнению с использованием топливной пары кислород — водород [1].

Основными преимуществами использования в качестве топлива СПГ является его физические характеристики: не ядовит, при его сгорании образуются в воздухе — водяной пар и углекислый газ. По сравнению с керосином, широко применяемым в ракетных технологиях, проливы СПГ быстро испаряются, не причиняя никакого вреда окружающей среде, и делают его неоспоримым лидером среди топлив. Температура возгорания природного газа в воздухе и его нижняя концентрация взрывоопасных веществ выше керосина и водорода, поэтому, по сравнению с другими углеводородными горючими, он менее взрывоопасен [3].

Плотность СПГ в 6 раз выше жидкого водорода, но в 2 раза ниже керосина. Меньшая плотность приводит к соответствующим увеличению размера СПГ бака в сравнении с керосиновым баком. Однако при более высоком соотношении расходов на окисление и горение составляет около 3,5 к 1 для жидкого кислорода ЖК + СПГ и 2,7 к 1 для жидкого кислорода + керосина, общий объем заправляемого жидкого кислорода + СПГ увеличивается лишь на 20 %. В зависимости от эффекта гидроизоляции материала и возможности объединения шлангов ЖК и СПГ топливные емкости будут относительно маленькими. И, наконец, уже давно освоено производство СПГ и его транспортировка [3]. При этом метановая ступень при любом раскладе будет дороже, так как использует криогенные компоненты и имеет больший объем баков, так как метан имеет меньшую плотность нежели керосин. Кроме того, применение метана усложняет требования к хранению и транспортировке топлива. Однако метан — наиболее перспективное топливо для многоразовых носителей, он оставляет в камере горения куда меньше сажи чем керосин, что особенно важно для многоразового применения [4].

Существенного различия между ракетными двигателями на керосине и на СПГ нет. Керосиновые ракетные двигатели могут быть переоборудованы в двигатели для работы на метане. При этом улучшится удельный импульс. Но из-за того что плотность СПГ (0,41 кг/л) ниже, чем у керосина (0,8 кг/л), необходимо увеличивать размер бака для топлива. По итогу СПГ более эффективное, но менее плотное ракетное горючее. Другим преимуществом метана является возможность использования газообразного метана для наддува хранящегося в баке горючего жидкого метана — эта схема дешевле, чем применяемый наддув гелием. Близость температур кипения жидкого метана и кислорода 109К и 77К помогает в организации оптимального хранения топлива [2].

Еще одно преимущество СПГ состоит в том, что его, как и кислород, возможно добывать на многих планетах солнечной системы, т. е. при полете ракеты работающей на СПГ на другие планеты, топливо можно брать только в один конец, а для возврата на Землю использовать уже добытый СПГ (конечно, при наличии соответствующего оборудования, которое должно быть доставлено туда заблаговременно). Это снижает в несколько раз массу космического аппарата [6].

Применение СПГ вместо керосина рассматривалось еще в 70-е годы прошлого века, но было принято решение, что особых преимуществ у СПГ перед используемыми

уже топливами нет. Однако в начале 2000-х годов ситуация кардинально изменилась в связи с принятым решением проектировать многоразовые ракеты [5].

В настоящее время специалисты ракетостроения завершают производство новой партии для тестирования на максимально возможное количество ресурсов в зависимости от времени и количества включенных. Он должен быть прототипом настоящего двигателя с компонентами топлива ЖК + СПГ, который сможет выдать новую мощность верхних ступеней ракетных носителей, вдохнуть жизнь многоразовым транспортным системам. Характеристики новой ракеты таковы: стартовая масса 360 т, масса выводимой нагрузки — 12 т в одноразовом варианте и 10,5 т в случае реализации многоразового варианта. На базе метановой ракеты можно создать более тяжелую версию, способную выводить на орбиту полезную нагрузку массой до 17 т [6].

В области развития ракетных двигателей стоит еще много нерешенных задач. Совершенствование методов оценки экологических топлив позволит решить практические задачи создания и запуска ракет. С помощью таких ракет космос будет доступен не только ученым и исследователям, но и, возможно, просто путешественникам.

Литература

- [1] Максименко К.В., Назаров В.А. Возможности применения природного горючего в ракетных двигателях. Актуальные проблемы авиации и космонавтики, 2011, т. 1, № 7, с. 61–62.
- [2] Ефимочкин А.Ф., Кафарена П.В., Рубинский В.Р. и др. Исследование рабочего процесса в камере ЖРД, работающего на топливе сжиженный природный газ (СПГ) — кислород. НТЖ Авиакосмическая техника и технология, 2010, № 4, с. 21–25.
- [3] Болгарский А.В., Щукин В.К. Рабочие процессы в жидкостно-реактивных двигателях. Москва, Гос. изд-во оборон. пром-ти, 1953.
- [4] Ефимочкин А.Ф., Шостак А.В., Хрисанфов С.П. О работах КБХА по освоению СПГ в качестве горючего для перспективных ЖРД. МНЖ Космонавтика, 2012, № 1-2, с. 102–107.
- [5] Емельянов И.Е., Краев М.В. Ракетные двигатели на метане. Актуальные проблемы авиации и космонавтики, 2010, т. 1, № 6, с. 46–47.

УДК 62-251-762.89:532.5.013.12

Оптимизация энергетических параметров малорасходных центробежных насосов ракетно-космического назначения

Васильева Дарья Александровна
СибГУ им. М.Ф. Решетнева

vasilivad@gmail.com

Черненко Валентина Викторовна
СибГУ им. М.Ф. Решетнева

2887722@mail.ru

Разработана математическая модель для проектирования и расчета насосного агрегата, для оптимизации КПД и напора, учитывающая общую компоновку и влияние каждого отдельного конструктивного элемента на работоспособность насоса в целом. Повышение точности проектирования новых конструкций малорасходных центробежных насосов увеличит энергетические показатели, поэтому данная постановка вопроса имеет большое значение в ракетно-космической отрасли. Сделан вывод, что при использовании новых, более точных методик, созданных на базе программных продуктов, позволит минимизировать и провести оптимизацию значимых характеристик, а также снизить уровень потребления энергии от источников питания.

Ключевые слова: оптимизация энергии, малорасходные центробежные насосы, напор, рабочее колесо

Достижение высоких энергетических характеристик центробежного лопаточного нагнетателя во многом определяется совершенством преобразования энергии в межлопаточном канале рабочего колеса. Результаты исследований и рекомендации по проектированию изложены во многих классических и относительно современных работах. Теплоэнергетические и двигательные установки летательного аппарата — основной динамический элемент, использующий в рабочем цикле тепло-, массо- и энергообменные процессы, и, в основном, определяющие эксплуатационные характеристики. Для обеспечения потока рабочего тела главным образом применяются центробежные насосные агрегаты, имеющие высокие энергетические характеристики при относительно малой массе и габаритах.

Центробежным называют один из видов лопатных динамических насосов, способных обеспечить непрерывный поток перекачиваемой среды благодаря вращению ротора, оснащенного лопастями. Перенос потока происходит за счет возникающей в рабочей камере центробежной силы. Направляется он перпендикулярно оси вращения (в радиальном направлении). В системе двигательной установки летательного аппарата — это насосы системы подачи топлива в камеру сгорания с приводом от турбодвигателя, как в случае жидкостных ракетных ступеней, так и с электроприводом для авиационных и космических систем. В гидравлических системах приводов исполнительных элементов систем управления вектором тяги и механизации центробежные насосы являются источником мощности [1, 2].

Малорасходные центробежные насосы благодаря наилучшему сочетанию энергоресурсов, малогабаритности и ресурсных характеристик являются одним из ведущих современных гидравлических систем ракетно-космической техники. Широкое распространение приводит к необходимости создания методов для повышения оптимизации параметров энергии.

Основной целью данного исследования является применение метода проектирования малорасходных центробежных насосов ракетно-космического назначения на

основе математической модели параметров энергии насоса, полученной благодаря теоретическому анализу и корреляционно-регрессионному способу обработки информации. Расчет оптимизации энергии с использованием математической модели, позволяет обработать значительные объемы исходных данных, которыми являются результаты измерения работы насоса во всем диапазоне эксплуатации.

Для достижения указанной цели производится анализ существующих методов изменения геометрии рабочих колес для улучшения энергетических показателей центробежных малорасходных насосов. Гидродинамическое обоснование выбора определенных функций и переменных, являющихся объединяющими факторами анализа параметров энергии малорасходных центробежных насосов [3].

Рассматриваются существующие испытания малогабаритных центробежных насосов в широком диапазоне изменения параметров (геометрических и режимных). Разработан план статистического анализа параметров гидравлических испытаний малорасходных центробежных насосов. Составлены рекомендации по выбору оптимальных геометрических соотношений проточной части рабочего колеса с целью получения максимальных значений параметров энергии [3, 4].

Составляемая методика расчета энергетических параметров малорасходного насоса разрабатывается на основе численных методов моделирования процессов, используя проведенные исследования гидродинамики рабочего процесса насоса. Для физико-математической постановки задачи расчета используется система исходных уравнений, определяющих функциональные зависимости напора и КПД от исследуемых геометрических и режимных факторов. Для решения этой задачи разрабатывается математическая модель по проектированию и расчету малорасходного центробежного насоса, а также оптимизации его КПД и напора, учитывающая общую компоновку и влияние каждого отдельного конструктивного элемента на работоспособность насоса в целом [5].

Планируется проведение расчетной и экспериментальной визуализации. Результатами станет достижение целей оптимизации, выражающееся в приросте коэффициента напора и в увеличении КПД, разработка алгоритмов получения оптимизированных моделей, а также перспектив их дальнейшего совершенствования.

Использование новых, более точных методик, созданных на базе программных продуктов, значительно упростит процесс проектирования и создания современных центробежных насосов. Как итог — существует возможность минимизировать и провести оптимизацию значимых характеристик, а также снизить уровень потребления энергии от источников питания.

Литература

- [1] Назаров В.П., Черненко В.В., Черненко Д.В. Модель течения в рабочем колесе центробежного насоса. Сибирский аэрокосмический журнал, 2021, т. 22, № 3, с. 494–503. DOI: <https://doi.org/10.31772/2712-8970-2021-22-3-494-503>
- [2] Краев М.В., Лукин В.А., Овсянников Б.В. Малорасходные насосы авиационных и космических систем. Москва, Машиностроение, 1985, 128 с.
- [3] Елин В.И., Солдатов К.Н., Соколовский С.М. Насосы и компрессоры. Москва, Наука, 1958, 317 с.
- [4] Каталажнова И.Н. Моделирование и оптимизация энергетических параметров малоразмерных центробежных насосов авиакосмического назначения. Дис. ... канд. техн. наук. Комсомольск-на-Амуре, 2005, 187 с.
- [5] Краева Е.М., Фшоненко А.А. Расчет и оптимизация энергетических характеристик насосных агрегатов ЖРД. Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета им. академика С.П. Королёва, 2006, № 2–1 (10), с. 213–217.



Секция 4. КОСМИЧЕСКАЯ ЭНЕРГЕТИКА И КОСМИЧЕСКИЕ ЭЛЕКТРОРАКЕТНЫЕ ДВИГАТЕЛЬНЫЕ СИСТЕМЫ – АКТУАЛЬНЫЕ ПРОБЛЕМЫ СОЗДАНИЯ И ОБЕСПЕЧЕНИЯ КАЧЕСТВА, ВЫСОКИЕ ТЕХНОЛОГИИ

УДК 621.45.051

Разработка имитационно прогностической модели регулирования тяги электрического ракетного двигателя космического аппарата на низкой околоземной орбите

Анциферов Дмитрий Андреевич

МГТУ им. Н.Э. Баумана

brat3anc@mail.ru

Рязанов Виктор Аркадьевич

МГТУ им. Н.Э. Баумана

rzn@bmstu.ru

Ивахненко Сергей Геннадьевич

МГТУ им. Н.Э. Баумана

ivakhnenko@bmstu.ru

Рассмотрены вопросы постоянства параметров атмосферы и определены коэффициенты для их прогнозирования. Обоснована возможность описания сил аэродинамического сопротивления космического аппарата при его движении на низкой околоземной орбите на основе анализа данных эмпирической модели атмосферы Mass Spectrometer Incoherent Scatter. Показано влияние неравномерности гравитационного поля Земли на движение космического аппарата на низкой околоземной орбите. Приведена методика определения сил аэродинамического сопротивления и циклограммы электрического ракетного двигателя на примере космического аппарата Gravity Field and Steady-State Ocean Circulation Explorer.

Ключевые слова: электрический ракетный двигатель, циклограмма поддержания орбиты, параметры атмосферы на малых высотах, гравитационное поле Земли

Искусственные спутники Земли (ИСЗ) на низких околоземных орбитах от 200 до 400 км применяются сегодня в основном для дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) и являются востребованными. В связи с этим, вопрос исследования и нивелирования факторов, возмущающих движение ИСЗ на орбите и приводящих к снижению точности и стабильности данных зондирования, является актуальным и решается предлагаемой методикой расчета [1–4].

Согласно данным из литературы, основными возмущающими факторами при движении ИСЗ в описанном интервале высот являются воздействия гравитационного поля Земли и сил атмосферного сопротивления [5, 6], учитываемые в разрабатываемой модели.

Для расчета силы лобового сопротивления в первую очередь необходимы данные о плотности атмосферы. В существующих работах [2, 3, 5] для описания изменения

плотности атмосферы с высотой и временем используются различные эмпирические приближения, основанные на экспоненциальных [5] и других видах зависимостей [2, 3]. В то время как в представленной работе использован метод, основанный на проведенном анализе данных эмпирической модели *Mass Spectrometer Incoherent Scatter (MSIS)*. Анализ показал периодичность изменения параметров атмосферы в течение суток и сохранение свойственной каждому месяцу формы зависимости параметров от времени. В результате в расчетную модель были введены коэффициенты, учитывающие одиннадцатилетние циклы солнечной активности Швабе–Вольфа и позволяющие спрогнозировать плотность атмосферы.

Следующей задачей работы было определить трассу движения ИСЗ для сопоставления данных о плотности атмосферы с положением ИСЗ на орбите. В разрабатываемую модель включен общий подход к проведению баллистических расчетов, изложенный в работе [7]. Однако он был изменен и дополнен с учетом нюансов математического описания движения ИСЗ на низкой околоземной орбите в соответствии с работами [8, 9]. В результате был составлен универсальный модуль конечной прогностической модели, позволяющий получить трассу и баллистические параметры (интеграл энергии, интеграл площадей и т. д.) спутника с произвольными параметрами.

Задача учета влияния неравномерности гравитационного поля Земли на движение ИСЗ также была рассмотрена и решена в ходе работы. Для этого было вычислено значение ускорения свободного падения (g) в каждой точке движения КА по орбите на предстоящем витке. Расчет происходит с учетом как сферичности и сплюснутости Земли, так и ее асимметричности относительно экватора (грушевидности) [5]. Полученная функциональная зависимость от времени $g(t)$ аппроксимируется подобранной в результате анализа синусоидальной функцией и участвует в аналитическом решении неоднородного линейного дифференциального уравнения движения КА, при условии полной компенсации сил аэродинамического сопротивления.

Полученные данные позволяют провести с достаточно высокой точностью расчет трех проекций силы лобового сопротивления: нормальной к плоскости орбиты, тангенциальной и радиальной, направленной перпендикулярно к поверхности Земли. Подобное разложение силы аэродинамического сопротивления дает возможность определить не только циклограмму работы электрического ракетного двигателя (ЭРД), но и оптимальное направление вектора тяги, в каждый момент времени.

По результатам верификационного расчета для КА *Gravity Field and Steady-State Ocean Circulation Explorer (GOCE)* было получено, что за время одного оборота на высоте 260 км сила атмосферного сопротивления варьируется от 2 мН до 3 мН, что соответствует действительным показателям зарегистрированным аппаратом [10]. При этом наибольший вклад, по результатам расчета, вносит тангенциальная составляющая силы сопротивления, а максимальное отклонение направления вектора тяги от касательного к орбите в течение одного оборота составляет 3,7 град. Амплитуда колебаний высоты ИСЗ под действием неравномерности гравитационного поля Земли, при его движении на орбите аппарата *GOCE* составляет, по результатам расчета, около 1 км.

Литература

- [1] Духопельников Д.В., Ивахненко С.Г., Курилович Д.А. Холловские двигатели на забортом воздухе для космических аппаратов на низкой опорной орбите. Наука и образование: научное издание МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2013, № 12, с. 227–238. DOI: <https://doi.org/10.7463/1213.0660910>

- [2] Волоцуев В.В., Салмин В.В. Анализ циклограммы поддержания низкой рабочей орбиты космического аппарата класса «Аист-2» с помощью электрореактивного двигателя. Космические аппараты и технологии, 2020, № 2, с. 61–71. DOI: <https://doi.org/10.26732/j.st.2020.2.01>
 - [3] Аншаков Г.П., Салмин В.В., Волоцуев В.В. Математические модели поддержания низкой орбиты космического аппарата с помощью электрореактивных двигателей с учетом ограничений по электропитанию. Информационные технологии и нанотехнологии. IV Междунар. конф. и молодежная школа: сб. тр. конф. Самара, ООО Новая техника, 2018, с. 2813–2820.
 - [4] Shumeiko A.I., Telekh V.D. Helicon engine in outboard air as a successful solution for maintaining small space vehicle in orbits up to 200 km. AIP Conference Proceedings, 2019, vol. 2171 (1), с. 170019. DOI: <https://doi.org/10.1063/1.5133330>
 - [5] Кинг-Хили Д. Теория орбит искусственных спутников в атмосфере. Москва, Мир, 1966, 191 с.
 - [6] Фортеस्कью П., Суайнерд Г., Старк Д. Разработка систем космических аппаратов. Москва, Альпина Паблишер, 2016, 764 с.
 - [7] Корянов В.В., Казаковцев В.П. Основы теории космического полета. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2013, 66 с.
 - [8] Балк М.Б. Элементы динамики космического полета. Москва, Наука, 1965, 338 с.
 - [9] Эльясберг П.Е. Введение в теорию полета искусственных спутников Земли. Москва, Наука, 1965, 540 с.
 - [10] Steiger C., Romanazzo M., Emanuelli P. The deorbiting of ESA's gravity mission GOCE — spacecraft operations in extreme drag conditions. Conference: 13th International Conference on Space Operation, 2014. DOI: <https://doi.org/10.2514/6.2014-1934>
- Space Operation, 2014. DOI: <https://doi.org/10.2514/6.2014-1934>

УДК 621.31

Многоцелевой космический солнечный энергомодуль мегаваттного класса

Ахмедов Муслим Ринатович
МГУ имени М.В. Ломоносова

muslim33@yandex.ru

Беляков Никита Викторович
МГУ имени М.В. Ломоносова

MSUBelyakovNV@yandex.ru

Катков Дмитрий Александрович
МГУ имени М.В. Ломоносова

dk-msuspace@yandex.ru

Комаровский Александр Юрьевич
МГУ имени М.В. Ломоносова

alexfeed1407@gmail.com

Кузнецов Егор Дмитриевич
МГУ имени М.В. Ломоносова

egorka.kuz@yandex.ru

Миронов Антон Сергеевич
МГУ имени М.В. Ломоносова

mironov1424@gmail.com

Нерубацкая Анастасия Ильинична
МГУ имени М.В. Ломоносова

smallbuthappy@yandex.ru

Петров Александр Андреевич
МГУ имени М.В. Ломоносова

a.petrov1232@yandex.ru

Петрушин Филипп Сергеевич
МГУ имени М.В. Ломоносова

fil.petrushin@mail.ru

Тарабрина Александра Кирилловна
МГУ имени М.В. Ломоносова

satarabrina@yandex.ru

Филиппов Александр Алексеевич
МГУ имени М.В. Ломоносова

alexfilippov20000417@yandex.ru

Шведов Алексей Сергеевич
МГУ имени М.В. Ломоносова

shvedov_0@inbox.ru

Яганов Руслан Тимурович
МГУ имени М.В. Ломоносова

rusyaganoff@ya.ru

Представлен проект многоцелевого космического солнечного энергомодуля мегаваттного класса. В варианте автономного искусственного спутника Земли изделие предназначено для использования одновременно в качестве солнечной электростанции для питания наземных и космических объектов, радиолокатора, ретранслятора, радиотелескопа, средства дальней космической связи, средства зондирования Земли, Луны и планет, средства глубокого прогрева мерзлых грунтов и для других целей, требующих мощного узконаправленного потока СВЧ-излучения. Изделие может быть использовано также в качестве энергоустановки космических комплексов, например, межорбитальных буксиров на электроракетной тяге. Предложено решение нескольких ключевых проблем космической энергетики и крупногабаритных кон-

струкций, выполнено исследование возникающих задач. Проект опирается на существующие технологии, в частности, предполагает доставку изделия на орбиту одним пуском ракеты-носителя «Протон» или «Ангара А5». Проект глубоко проработан в концептуальном плане, в вопросах целеполагания и в значительной степени в плане технической реализации.

Ключевые слова: космическая энергетика, космическая солнечная электростанция, СВЧ-излучение в космосе, космический радиолокатор, космический ретранслятор, космический радиотелескоп, дальняя космическая связь, энергомодуль, электроракетный двигатель, солнечные батареи с концентратором, фазированная антенная решетка в космосе

В представленном проекте многоцелевого космического солнечного энергомодуля мегаваттного класса (МКСЭМ) предложено решение нескольких ключевых проблем космической энергетике, причем с опорой на существующие технологии. Предлагается также повысить практический интерес к проекту за счет новой постановки цели: МКСЭМ не позиционируется исключительно как солнечная энергоустановка, а является космическим аппаратом (вообще, автономным) с широким спектром одновременно решаемых задач: это электростанция, радиолокатор, ретранслятор, радиотелескоп, средство дальней космической связи, средство зондирования Земли, Луны и планет, глубокого прогревания мерзлых грунтов и решения других задач, требующих большой энергии или мощного узконаправленного СВЧ-излучения.

На пути создания космических солнечных энергоустановок стоит несколько сложных задач, среди которых передача больших токов, развертывание крупногабаритных конструкций и деградация полупроводников [1–10]. Для солнечных электростанций к этому списку прибавляются проблемы подвеса СВЧ-антенны и распределения яркости светового пятна [1, 5, 6, 11, 12]. Для отечественных проектов трудностью является недостаточный объем производства фотоэлектрических преобразователей (ФЭП).

Использование в солнечных батареях концентраторов света позволяет сократить количество ФЭП и увеличить их КПД, однако тогда возникают другие проблемы. СБ работают с максимальным КПД только при равномерном освещении, и затенение некоторых ФЭП нарушает оптимальный режим работы других. В связи с этим возникают проблемы распределения света в пятне и точного совмещения светового пятна с солнечной батареей [11], в результате повышается требование к ориентации аппарата на Солнце [13]. Еще жестче оказывается требование к ориентации антенны, которая при большой массе и габаритах должна быть установлена двухступенным прецизионным подвесе и получать через него всю энергию батарей.

Следует учесть, что из-за тлеющего разряда напряжение между проводниками в космическом вакууме ограничено величиной примерно 100 вольт. Использование специальных кабелей повышает предел в несколько раз, но для передачи энергии в сотни киловатт этого все равно мало, приходится увеличивать силу тока, а вместе с ней растут омические потери и температура проводов. В моменты подачи и отключения тока возникают опасные электромагнитные импульсы. Наличие кабелей сильно затрудняет создание раскладных и сборных конструкций, а масса кабелей составляет значительную часть массы космического комплекса — до 10–15 %.

В настоящей работе предложены способы решения указанных проблем.

Основные идеи проекта:

1. МКСЭМ состоит из множества энергонезависимых функциональных ячеек, каждая из которых имеет один генератор тока (ГТ) сравнительно небольшой мощно-

сти, зеркальный концентратор, радиоэлектронный модуль (РЭМ) и неподвижную антенну.

2. РЭМ имеют оптическую связь друг с другом и работают как распределенная вычислительная сеть.
3. Сложение энергии происходит в радиолуче благодаря согласованной работы антенн (режиму активной фазированной решетки, АФАР).
4. Генератор тока имеет один ФЭП круглой формы, преобразователь напряжения и радиатор для теплоотвода.
5. Каждый генератор тока установлен на подвижной опоре и автоматически перемещается в световое пятно своего концентратора за счет теплового расширения материалов.
6. Конструктивно МКСЭМ представляет собой ферменный силовой каркас, в каждой секции которого установлены элементы одной энергонезависимой функциональной ячейки.
7. При работе МКСЭМ в составе космического комплекса каркас используется для передачи электрического тока, его элементы образуют две гальванически развязанные электрические шины.
8. МКСЭМ эксплуатируется на солнечно-синхронной орбите, линия узлов которой перпендикулярна направлению на Солнце.
9. МКСЭМ стабилизируется приливными силами Земли в положении, при котором его плоскость совпадает с плоскостью орбиты.
10. МКСЭМ доставляется на орбиту в разобранном виде одним пуском ракеты-носителя «Протон-М» или «Ангара-А5» [14, 15].
11. В разобранном виде МКСЭМ представляет собой набор элементов небольшой номенклатуры (девять позиций).
12. Все соединения элементов МКСЭМ предельно простые, требуют только вставить один элемент в отверстие другого и вдвинуть до щелчка.
13. Соединения элементов не жесткие, а с люфтами и сухим трением.
14. Точное положение каждой антенны заранее точно не известно и определяется после сборки МКСЭМ на орбите.

В результате:

1. МКСЭМ функционирует как автономный КА даже при том, что в его составе нет:
 - централизованной системы управления, центральной вычислительной машины и системы бортовых измерений — их заменяет распределенная вычислительная сеть РЭМ;
 - централизованных средств радиосвязи — их заменяет сеть РЭМ с антеннами, работающими в режиме ФАР и АФАР;
 - системы управления движением и навигации, а также системы взаимных измерений — их заменяет сеть РЭМ и антенн, работающих в режиме ФАР и выполняющих навигацию по искусственным и естественным радиоисточникам;
 - единого тактового генератора для согласования антенн — тактовые импульсы генерируют все РЭМ, синхронизируясь друг с другом по оптической связи;
 - двигательной установки, гиродинов и маховиков — МКСЭМ стабилизируется приливными силами;
 - активных средств обеспечения теплового режима — распределение температуры стабильно благодаря постоянным условиям освещенности;
 - централизованной системы электроснабжения — ее заменяют энергонезависимые функциональные ячейки;

- кабельной сети (!) — энергия ячеек объединяется в радиолуче или в силовых элементах конструкции;
 - механических агрегатов (!) — управление радиолучами электронное.
2. МКСЭМ может работать как в режиме передачи энергии и сигналов (создавая радиолучи для решения нескольких задач одновременно), так и в режиме радиоприема, определяя направление на источники сигнала.
 3. Максимальное напряжение во всех элементах МКСЭМ и на силовой шине можно ограничить величиной 50 В без существенных омических потерь.
 4. МКСЭМ допускает значительное отклонение своей оптической оси от направления на Солнце (до 20–30 °), что коренным образом отличает его от типичных солнечных энергоустановок с концентратором; в результате резко снижаются требования к ориентации аппарата и к наклонению орбиты, допускаются колебания МКСЭМ вокруг центра масс.
 5. Упругие колебания конструкции МКСЭМ быстро затухают благодаря сухому трению в соединениях, что обеспечивает стабильную форму аппарата и качественную работу антенн в режиме ФАР; положение аппарата в приливном захвате также самостабилизируется, поскольку колебания вокруг центра масс сопровождаются деформацией каркаса и в итоге поглощаются сухим трением.
 6. Несмотря на свои большие размеры МКСЭМ испытывает слабое аэродинамическое торможение, поскольку ориентирован параллельно вектору скорости.
 7. Благодаря предельной простоте сборки развертывание МКСЭМ на орбите может происходить без участия людей, с помощью роботов. Отработка технологии на небольшом количестве секций позволит сразу перенести этот опыт на строительство ферм неограниченного размера и, по сути, откроет недоступные сейчас возможности создания в космосе крупногабаритных конструкций.
 8. Применение концентраторов в сотни раз сокращает потребное количество ФЭП.
 9. Круглый ФЭП:
 - по форме соответствует световому пятну;
 - при изготовлении образует меньше отходов.
 10. Снижены требования к точности изготовления деталей каркаса.
 11. МКСЭМ имеет беспрецедентно высокую надежность и способен работать даже при выходе из строя нескольких десятков процентов ФЭП или РЭМ.
 12. МКСЭМ начинает функционировать в процессе сборки, при необходимости допускает наращивание и может быть условно или физически разделен на работающие независимо сегменты.

Литература

- [1] Райкунов Г.Г., Комков В.А., Сысоев В.К., Мельников В.М. Космические солнечные электростанции — проблемы и перспективы. Москва, РУДН, 2017, 283 с.
- [2] Островский В.Г., Синявский В.В., Сухов Ю.И. Межорбитальный электроракетный буксир «Геркулес» на основе термоэмиссионной ядерно-энергетической установки. Космонавтика и ракетостроение, 2016, № 2 (87), с. 68–74.
- [3] Бидеев А.Г., Семин А.Ю., Кузнецов А.В., Ахмедов М.Р. Проектирование системы энергообеспечения научно-энергетического модуля для российского сегмента Международной космической станции. Космическая техника и технологии, 2015, № 2, с. 64–74.
- [4] Мыслева И.Н., Ахмедов М.Р., ред. Добыча космических ресурсов: оценка возможностей и перспектив добычи ресурсов вне Земли. Москва, Курс, 2022, 192 с.

- [5] Мельников В.М., Матюшенко И.Н., Чернова Н.А., Харлов Б.Н. Проблемы создания в космосе крупногабаритных конструкций. Труды МАИ, 2014, вып. 78. URL: <https://trudymai.ru/upload/iblock/b87/b87ab54fb2066fe8ae55665c93427b09.pdf?lang=ru&issue=78>
- [6] Глобальная космическая энергопроизводственная система. Москва, Изд-во МАИ, 2011, 160 с.
- [7] Коротеев А.С., ред. Пилотируемая экспедиция на Марс. Москва, Российская академия космонавтики им. К.Э. Циолковского, 2006, 320 с.
- [8] Ахмедов М.Р. Анализ деградации фотоэлектрических преобразователей солнечного электроракетного межорбитального буксира от ионизирующего излучения радиационных поясов Земли. Известия РАН. Энергетика, 2018, № 2, с. 109–123.
- [9] Васильев Ю.Б. Радиационная деградация солнечных батарей при работе в космосе. Авиационно-космическая техника и технология, 2007, № 7, с. 116–119.
- [10] Летин В.А. Функционирование солнечных батарей в космической среде. Модель космоса. В 2 т. Т. 2. Воздействие космической среды на материалы и оборудование космических аппаратов. Москва, КДУ, 2007, с. 561–594.
- [11] Ахмедов М.Р. Методика вероятностного расчета мощности солнечных батарей космического аппарата при частичном освещении. Известия РАН. Энергетика, 2018, № 5. DOI: <https://doi.org/10.31857/S0002331000032217>
- [12] Грилихес В.А. Солнечные космические электростанции. Ленинград, Наука, 1986, 182 с.
- [13] Андреев В.М., Грилихес В.А., Румянцев В.Д. Фотоэлектрическое преобразование концентрированного солнечного излучения. Ленинград, Наука, 1989, 310 с.
- [14] Ракета-носитель «Протон-М». URL: <http://www.khrunichev.ru/main.php?id=42/> (дата обращения 26.11.2022).
- [15] Семейство ракет-носителей «Ангара». URL: <http://www.khrunichev.ru/main.php?id=44/> (дата обращения 26.11.2022).

УДК 629.7

Анализ напряженно-деформированного состояния тонкопленочной солнечной батареи

Белов Данил Дмитриевич
НИЯУ МИФИ

dancher.00@gmail.com

Соболев Иван Анатольевич
МГТУ им. Н.Э. Баумана

sobolevia@bmstu.ru

Разработаны конечно-элементная модель и автоматизированный алгоритм исследования поведения тонкопленочных структур при инерциальной и поперечной распределенных нагрузках. Расчет верифицирован по результатам орбитальных экспериментов в проекте разворачиваемого солнечного зеркала программы «Знамя 2», что позволило уточнить параметры напряженно-деформированного состояния для различных мембранных конструкций.

Ключевые слова: тонкопленочные конструкции, напряженно-деформированное состояние, разворачиваемые конструкции, метод конечных элементов, орбитальные испытания, солнечные батареи

В данной работе исследуются конечно-элементные расчеты рабочего состояния разворачиваемых тонкопленочных структур солнечных батарей различных конструктивных решений. Показаны достоинства и недостатки каждого из них с учетом массово-габаритных характеристик, а также динамики процесса раскрытия и непосредственного функционирования [1].

Разработаны алгоритм и модель для прогноза образования на поверхностях пленок складчатых зон на основе анализа картины распределения главных минимальных усилий по полотну солнечной батареи. Разработанная модель позволяет адекватно определять возможные образования складок в существующих и вновь разрабатываемых проектах разворачиваемых тонкопленочных солнечных батарей. Таким образом, решение данной задачи позволяет определить не только параметры напряженно-деформированного состояния бескаркасных солнечных батарей, но и позволяет сформировать алгоритм оптимизации конструктивных параметров солнечной батареи с точки зрения топологии.

Численные расчеты выполнялись в конечно-элементном программном комплексе MSC Patran-Nastran. В препроцессоре моделировалась плоская пластина со свойствами полиамидного материала с центральным отверстием, шарнирно заделанным по периметру. Данная модель имитирует полотно солнечной батареи в развернутом функционирующем состоянии напрямую соединенной с агрегатом раскрытия, являющегося частью космического корабля. Внешняя погонная инерциальная нагрузка моделировалась путем придания модели углового вращения. Кроме того, часть расчетов была проведена при учете внешнего распределенного давления от солнечного излучения [2].

Результаты численных расчетов были представлены в виде цветового градиента и на поле напряжений и изолиний главных напряжений деформированного полотна. Для всех конфигураций солнечных батарей выявлены зоны возникновения одноосно-

го напряженного состояния. Однако, возможные области складчатости не ограничиваются зонами одноосного сжатия, а распространяются на всю площадь полотна, тем самым формируя прогибы конструкций. Данные эффекты неизбежно ведут уменьшению площади солнечной батареи и, как результат, снижению ее эффективности.

В ходе решения поставленной задачи были сформулированы конструктивные рекомендации по минимизации одноосных зон, а также недопущению их возникновения на рабочей площади солнечной батареи. Следует избегать разрезов в конструкции мембранной батареи, а также распределять меру инертности равномерно на периферии и в тех местах, где складчатые зоны недопустимы.

Все полученные расчеты могут быть использоваться при экспериментальной обработке на Земле. Кроме того, разработанный алгоритм может применяться не только к бескаркасным солнечным батареям, но и к другим классам разворачиваемых тонкопленочных структур, которые используются в конструкциях ракетно-космической техники, в частности, солнечных парусов и отражателей [3, 4].

Литература

- [1] Комков В.А., Мельников В.М., Харлов Б.Н. Формируемые центробежными силами солнечные батареи. Москва, Черос, 2007, 192 с.
- [2] Усюкин В.И. Техническая теория мягких оболочек и ее применение для расчета пневматических конструкций. URL: <http://www.arhplan.ru/buildings/pneumatic/tehnicheskaya-teoriya-myagkih-obolochek-i-ee-primenenie> (дата обращения 10.11.2022).
- [3] Ефанова В.В. (сост.), Пичхадзе К.М. (сост.). Проектирование автоматических космических аппаратов для фундаментальных научных исследований. В 2 т. Москва, Изд-во МАИ, 2012.
- [4] Альетти Г., Фортескью П. (ред.), Суайнерд Г. (ред.) и др. Разработка систем космических аппаратов. Москва, Альпина Паблишер, 2015, 764 с.

УДК 629.785

Анализ состояния развития электрических ракетных двигателей на принципе электрораспыления

Белогрудов Артем Викторович
МГТУ им. Н.Э. Баумана

belogrudovav@student.bmstu.ru

Представлены результаты анализа направлений развития электрических ракетных двигателей на принципе электрораспыления рабочего тела в электрическом поле. Данный тип двигателей является перспективным для использования на малых и микро- космических аппаратах, в частности на космических аппаратах класса CubeSat, в виду своих малых габаритов и потребляемой мощности. Несмотря на положительный опыт создания и применения подобных двигателей, например, компанией Enpulsion, существует ряд нерешенных вопросов, и исследовательские работы в данной области техники продолжаются. В результате анализа показано, что основными направлениями развития данной технологии являются исследования: распыления различных рабочих тел в вакууме и математическое моделирование данного процесса; влияния работы двигателя на работоспособность космического аппарата; нейтрализации заряда струи рабочего тела; измерения параметров работы двигателя при экспериментальной отработке.

Ключевые слова: Кубсат, малый космический аппарат, электрический ракетный двигатель, многоспутниковая группировка

Количество запусков малых и микро- космических аппаратов (МКА) растет с каждым годом, в частности космических аппаратов (КА) массой до 10 кг. Большинство данных КА запускаются без двигательной установки [1]. Это связано с тем, что популярные типы электрических ракетных двигателей (холловские, ионные) не подходят по требованиям к массе и габаритам блока коррекции космического аппарата (КА). Одним из перспективных типов электрических ракетных двигателей (ЭРД), который может быть использован на КА, начиная от 1U CubeSat, является ЭРД на принципе электрораспыления рабочего тела (РТ) в электрическом поле [2]. ЭРД на принципе электрораспыления являются относительно новым типом двигателей, применяемым на КА, в связи с чем, в данном направлении ведутся работы, которые призваны сократить «белые пятна» в теории работы данных двигателей. К ЭРД на принципе электрораспыления относятся коллоидные двигатели, двигатели с полевой эмиссией (FEEP, от англ. Field-Emission electric propulsion) и ионно-жидкостные источники ионов (ILIS, от англ. ionic liquid ion source) [3]. В связи с перспективностью и недостаточным уровнем исследования технологии, многие научные группы в мире занимаются разработкой данного типа ЭРД [4]. В данной статье представлен анализ технологий этого типа ЭРД и выделены наиболее актуальные направления развития:

1. Исследования, направленные на оценку влияния эмиссии вторичных частиц (ЭВЧ). ЭВЧ является результатом физических и химических процессов (физическое и химическое распыление, молекулярная диссоциация и др.), которые негативно влияют на срок службы и параметры работы двигателя.

2. Исследования распыления рабочего тела в вакууме и математическое моделирование данного процесса. В настоящий момент не существует исчерпывающей математической модели распыления рабочего тела в электрическом поле, в связи с тем, что в данном процессе задействуется большое количество физических и химических параметров и процессов, не все из которых учитываются в известных моделях.
3. Исследования, направленные на изучения влияния работы ЭРД на принципе электрораспыления на работу космического аппарата. В частности вопросы оседания частиц рабочего тела на поверхности КА, заряда корпуса КА положительным или отрицательным потенциалом и их влияние на работу систем КА.
4. Вопрос нейтрализации заряда струи. Происходит эмиссия отрицательно или положительно заряженных частиц, в связи с чем, рассматриваются механизмы нейтрализации заряда струи, в том числе с использованием двух ячеек, эмитирующих частицы противоположной полярности.
5. Задача измерения параметров работающего двигателя в наземных условиях. В связи с тем, что рассматриваемый вид ЭРД отличается низким значением тяги на эмиттер (порядка единиц — сотен микроНьютонов), привычные способы определения тяги не способны обеспечить измерения. Предложены использование крутильных весов, спектроскопии и других методов.
6. Вопрос изготовления эмиттеров: упрощение и удешевление данного процесса. Эмиттеры для FEEP и ILIS представляют собой пористый металл, который зачастую изготавливают травлением, что является долгим и дорогостоящим процессом. Предложены варианты решения представленной проблемы.
7. Вопрос увеличения срока службы. При ресурсных испытаниях были обнаружены отклонения в худшую сторону в параметрах работы двигателей при ресурсе свыше 100 ч. Обозначены возможные причины и даны предложения по устранению проблемы.

Заключение

Выполнен анализ состояния, возможностей и проблемных вопросов применения электрических ракетных двигателей на принципе электрораспыления рабочего тела в электрическом поле. Выделены и рассмотрены наиболее актуальные направления развития этой технологии.

Литература

- [1] World's largest database of nanosatellites, almost 3500 nanosats and CubeSats. URL: www.nanosats.eu (accessed November 25, 2022).
- [2] Штырлин А.Ф. Научно-технические основы коллоидных электроракетных двигателей. Дис. ... д-ра техн. наук. Москва, 2009, 344 с.
- [3] Huang C., Li J., Li M., Si T. Emission performance of ionic liquid electrospray thruster for micropropulsion. *Journal of propulsion and power*, 2021. DOI: <https://doi.org/10.2514/1.b37878>
- [4] O'Reilly D., Herdrich G., Kavanagh D.F. Electric propulsion methods for small satellites: a review. *Aerospace*, 2021, vol. 8, no. 22. DOI: <https://doi.org/10.3390/aerospace8010022>

УДК 629.786

К 30-летию космического эксперимента «Знамя-2» по раскрытию центробежной конструкции на ТГК «Прогресс». Проектный облик космических солнечных электростанций

Бондаренко Юрий Александрович

yuri.bondarenko.1998@yandex.ru

РУДН; РГАУ — МСХА им. К.А. Тимирязева

Мельников Виталий Михайлович

melnikov_vm@internet.ru

РУДН

В докладе рассмотрен потенциал применения результатов космического эксперимента «Знамя 2» к проектированию космических солнечных электростанций (КСЭС). Также представлен краткий обзор текущих разработок в области проектирования КСЭС, в частности, состояние разработки проекта КСЭС OMEGA (Китай). Показано, что текущий путь проектирования КСЭС приводит к высоким затратам на вывод станции на орбиту. Сделаны выводы о состоянии текущих разработок КСЭС, их экономической целесообразности, а также предложен альтернативный путь развития концепции КСЭС, основанный на использовании разворачивающихся конструкций, космических тросовых систем.

Ключевые слова: космическая солнечная электростанция, космическая энергетика, Знамя-2, крупногабаритные космические конструкции

Исследования возможностей создания и использования крупногабаритных космических конструкций проводились в РКК «Энергия» им. С.П. Королёва с начала 1980-х годов. Исследовались каркасные, электростатические, надувные, отверждаемые и центробежные конструкции. Наиболее перспективными были признаны центробежные конструкции, отличающиеся от аналогов рядом существенных преимуществ:

- значительно меньшая масса конструкции из-за отсутствия жесткого каркаса, меньшая стоимость изготовления;
- простота конструкции, ее высокая надежность;
- возможность наземной модельной и поэлементной отработки;
- возможность автоматического раскрытия и обратного свертывания на орбите без колебаний и запутывания, возможность управления ориентацией в пространстве на гироскопическом принципе без расхода рабочего тела, поскольку система сама является тяжелым гироскопом;
- практическая нечувствительность к метеоритному пробую;
- возможность создания параболического концентратора.

В рамках темы «Знамя» 04.02.1993 был осуществлен уникальный космический эксперимент на транспортно-грузовом корабле (ТГК) «Прогресс» вблизи с орбитальной станцией (ОС) «Мир». Центробежная конструкция из металлизированной пленки майлар была диаметром 20 м и весила 4 кг. В космическом эксперименте (КЭ), носившем название «Знамя-2», было осуществлено раскрытие конструкции из уложенного состояния и переориентация раскрытой конструкции в пространстве с демпфированием возникающих при этом колебаний. Была проведена подсветка района Земли отраженным с орбиты солнечным светом. Солнечный «зайчик» пересек террито-

рию заснеженной Белоруссии. Эксперимент подтвердил перспективность направления разработки центробежных бескаркасных конструкций для решения перспективных задач космической техники.

Подготовка эксперимента «Знамя-2» длилась 6 лет. К ней было привлечено 36 отделов РКК «Энергия» и большое число смежных предприятий. Идеологами темы «Знамя» являлись заместитель начальника отдела 051 РКК «Энергия» Кошелев Владимир Алексеевич, д-р техн. наук Гвамичава Алексей Сергеевич. В процессе подготовки эксперимента был проведен цикл работ по обоснованию проектно-конструкторского облика системы, математическому моделированию динамики развертывания из уложенного состояния и переориентации раскрытой конструкции в пространстве, экспериментальная отработка основных этапов развертывания и переориентации в вакуумных камерах РКК «Энергия» и ЦНИИМАШ. Мельников В.М., являвшийся ответственным исполнителем темы «Знамя», предложил ключевое проектное решение по использованию падающей моментной характеристики двигателя постоянного тока для обеспечения устойчивости динамики раскрытия центробежной конструкции из уложенного состояния, по аналогии с устойчивостью газового разряда.

Преимущества центробежных конструкций могут быть определяющими для перспективных разработок космической техники. Это солнечные паруса, отражатели солнечного света с орбиты для подсветки регионов Земли, различного рода экраны, тросовые антенны для исследования ионосферы. Центробежные конструкции оптимальны для использования при разработке проектно-конструкторского облика космических солнечных электростанций (КСЭС). Китай планирует создать КСЭС к 2035 г., однако по некоторым данным сроки окончания программы смещены.

Важным вопросом является воздействие космического мусора и метеоритных потоков на КСЭС с течение длительного времени (более 15 лет). Все варианты зарубежных конструкций этому условию не отвечают. Например, Японская система из площадки 100×95 м с прикрепленными для гравитационной стабилизации по углам тросами длиной 10...15 км критична к космическому мусору. Есть проблемы и с проектом КСЭС OMEGA. И только центробежные конструкции к космическому мусору слабо чувствительны. Трансляция энергии с орбиты на Землю в последнее десятилетие рассматривается преимущественно лазерным лучем от лазеров с солнечной накачкой в окнах прозрачности атмосферы.

Разработка таких масштабных космических систем, какой является КСЭС, многоэтапная и крайне дорогостоящая. У КСЭС, имеется ряд абсолютно новых систем, таких, как лазерная система генерирования электроэнергии на орбите и передачи на Землю энергии, системы наведения лазерного луча с высочайшей точностью в процессе передачи в течении длительного времени, системы наведения на Солнце в годовом цикле вращения Земли, принципиально новых конструктивно-компоновочных решений. На разработку таких систем на уровне промышленного внедрения могут уйти десятилетия и значительное финансирование. По этой причине необходимо всемерно использовать уже накопленный космической отраслью опыт.

Космический эксперимент «Знамя-2», открывший новое направление создания крупногабаритных бескаркасных центробежных конструкций в космической технике, может стать эффективной базой для формирования проектно-конструкторского облика космических солнечных электростанций, активно создаваемых в Китае, Японии, США и других странах в связи с энергетическим кризисом.

Литература

- [1] Space-based solar power as an opportunity for strategic security. Phase of Architecture Feasibility Study. Report to the Director. National Security Space Office. 10 October 2007. 3. S. Sasaki and JAXA Advanced Mission Research Group. SSPS development road map / IAC- 09.C3.1.4. October 2009. Available at: <https://space.nss.org/space-based-solar-power-as-an-opportunity-for-strategic-security/> (accessed November 14, 2022).
- [2] Райкунов Г.Г., Комков В.А., Мельников В.М., Харлов Б.Н. Центробежные бескаркасные крупногабаритные космические конструкции. Москва, ФИЗМАТЛИТ, 2009, 447 с.
- [3] Райкунов Г.Г., Комков В.А., Сысоев В.К., Мельников В.М. Космические солнечные электростанции – проблемы и перспективы. Москва, Изд-во РУДН, 2017, 283 с.
- [4] China promises to build space solar power plants by 2035 / RCT N49, 2019, P.25-26. Available at: http://www.xinhuanet.com/english/2019-12/02/c_138599015.htm (accessed November 23, 2022).

УДК 53.072.13

Тепловой аккумулятор для космической техники. Экспериментальная отработка и расчетные модели

Воропаев Роман Андреевич

ПАО «РКК «Энергия»

voropaeffff@yandex.ru

Мацак Иван Сергеевич

ПАО «РКК «Энергия»

f.mephi@gmail.com

В качестве основы системы обеспечения теплового режима предложено использовать тепловой аккумулятор на основе фазового перехода. Тепловой аккумулятор способен отводить до 6,5 кВт суммарной тепловой энергии от циркулирующего теплоносителя. В работе рассматриваются экспериментальные результаты снимаемых мощностей с одной (из девяти) панели теплового аккумулятора для различных режимов течения теплоносителя и способов задания начальных тепловых условий. Моделирование ключевых фрагментов теплового аккумулятора в программном обеспечении Ansys Fluent показывает хорошую корреляцию расчетной и экспериментальных моделей тепловых аккумуляторов.

Ключевые слова: тепловой аккумулятор, космическая техника, фазовый переход, Ansys Fluent, моделирование

Введение

В «РКК «Энергия» ведутся работы по созданию научной аппаратуры для проведения космического эксперимента «Пеликан», целью которого является демонстрация технологии беспроводной передачи энергии с помощью лазерного излучения между космическими аппаратами. При оптической мощности лазера в диапазоне от 300 Вт до 2 кВт с КПД от 30 до 40 %, выделяемой им в течение эксперимента, тепловая мощность будет составлять от 750 до 4,5 кВт. При этом температура лазерных излучателей не должна превышать 35 °С. В связи с этим обеспечение теплового режима лазера является задачей, требующей нестандартных решений и детальной проработки [1, 2]. Поэтому в качестве основы системы обеспечения условий функционирования предложено использовать тепловой аккумулятор (ТА) с прокачкой через него теплоносителя, позволяющего за счет высоких значений теплоты фазового перехода теплоаккумулирующего материала (ТАВ) отводить в ТА требуемое количество теплоты при мощностях до 6,5 кВт [3, 4]. При работе лазера в непрерывно-периодическом режиме ТА успевает полностью излучить энергию, накопленную в течение эксперимента, длительность которого может составлять до 20 мин [5].

Методы

Решение задачи теплоотвода при фазовом переходе предполагает решение задачи Стефана с учетом уравнений непрерывности, движения и уравнения теплопроводности для твердого и жидкого ТАВ. Известно единственное аналитическое решение данной задачи (решение Неймана), полученное для полуограниченного массива. Для любых других вариантов геометрии используются приближенные или численные решения.

В ходе разработки научной аппаратуры для КЭ «Пеликан» был разработан макет теплового аккумулятора, конструкция которого представляет собой параллелепипед

с размерами $1000 \times 100 \times 11$ мм, внутренний объем которого заполнен ТАВ и содержит 36 трубок внутренним диаметром 3 мм для прокачки теплоносителя. В качестве ТАВ выбран гексадекан ($C_{16}H_{34}$) с температурой плавления $18,2^\circ\text{C}$, что с учетом теплового сопротивления конструкционных элементов позволяет поддерживать лазерные источники при температуре до 35°C . Для оценки мощностей, снимаемых с одной панели ТА, проводили эксперименты как для случая твердого состояния ТАВ, так и для случая расплавленного ТАВ.

Тепловая мощность, снимаемая с ТА, рассчитывается по следующей формуле:

$$P = c\rho Q(T_{\text{вх}} - T_{\text{вых}}),$$

где c — удельная теплоемкость теплоносителя (вода), Дж/кг·К; ρ — плотность теплоносителя, кг/м³; Q — расход теплоносителя через ТА, м³/с; $T_{\text{вх}}$, $T_{\text{вых}}$ — температуры на входе и выходе теплообменник ТА, $^\circ\text{C}$ (измерения проводили с помощью погружных датчиков).

Также в ходе работы выполняли моделирование фрагменты ТА в по Ansys Fluent. В качестве фрагмента выбрана труба, окруженная ТАВ, через которую протекает теплоноситель с заданной температурой на входе. Рассчитывали движение границы фазового перехода ТАВ, исследуя изменение мощности во времени.

Результаты

В ходе экспериментальных и проектно-конструкторских работ было экспериментально установлено:

- в зависимости от расхода теплоносителя и начального состояния ТАВ снимаемая тепловая мощность одной панели ТА составляет от 300 до 700 Вт;
- снимаемая мощность нелинейно снижается вместе с уменьшением расхода теплоносителя через теплообменник ТА;
- для расплавленного ТАВ снимаемая мощность в 2 раза выше, чем в случае затвердевшего ТАВ.

Литература

- [1] Умеренков Е.В. Моделирование теплового режима аккумулятора тепла на фазовом переходе. Молодежь и наука: сб. матер. VII Всерос. науч.-техн. конф. студентов, аспирантов и молодых ученых. Красноярск, Сибирский федеральный университет, 2011.
URL: <https://elibrary.sfu-kras.ru/handle/2311/4899> (дата обращения 12.11.2022).
- [2] Васильев Е.Н. Теплофизический анализ теплового аккумулятора для системы терморегулирования мощных блоков радиоэлектронной аппаратуры кратковременного действия / Деревянко В.А., Чеботарев В.Е. // Решетневские чтения. — 2016
- [3] Корнилов В.А., Тугаенко В.Ю. Радиатор-теплоаккумулятор пассивной системы терморегулирования космического объекта. Пат. № 2716591 Российская Федерация, заявл. 11.04.2019; опубл. 20.03.2020.
- [4] Бабаев Б.Б. Принципы теплового аккумулирования и используемые теплоаккумулирующие материалы. Теплофизика высоких температур, 2014, т. 52, вып. 5, с. 760–776.
DOI: <https://doi.org/10.7868/S0040364414050019>
- [5] Грибков А.С. и др. Перспективы использования беспроводной передачи электрической энергии в космических транспортных системах. Известия РАН. Энергетика, 2009, № 2, с. 118–123.
- [6] Sharma A., Tyagi V.V., Chen C.R., Buddhi D. Review on thermal energy storage with phase change materials and applications. Renewable and Sustainable Energy Reviews, 2009, vol. 13, no. 2, pp. 318–345. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.rser.2007.10.005>

УДК 629.7.036.73

Расчетный анализ оптимальной геометрии основных элементов конструкции высокочастотного ионного двигателя

Демченко Дмитрий Сергеевич
МАИ

Dimax366@yandex.ru

Мельников Андрей Викторович
МАИ

melnikov.andrey.sp@gmail.com

Абгарян Вартан Карленович
МАИ

vka.mai@mail.ru

Пейсахович Олег Дмитриевич
МАИ

oleg_peysakhovich@mail.ru

Рассмотрены результаты расчетного анализа по определению оптимальной геометрии разрядной камеры и электродов ионно-оптической системы для двух типов-размеров высокочастотных ионных двигателей: с диаметром пучка 8 и 16 см. Для каждой размерности двигателя была найдена конфигурация основных элементов конструкции (разрядной камеры, индуктора и электродов ионно-оптической системы), которая, согласно расчетам, может обеспечить улучшение тяговых характеристик по сравнению с классической схемой с полусферической разрядной камерой и плоскими электродами ионно-оптической системы.

Ключевые слова: высокочастотный ионный двигатель, разрядная камера, электроды ионно-оптической системы, физико-математическое моделирование

Устройства, работающие на основе высокочастотного индуктивного разряда, нашли широкое применение в различных технологических процессах [1, 2]. Кроме того, ВЧ разряд используется для ионизации рабочего тела в одном из типов электроракетных двигателей — высокочастотном ионном двигателе (ВЧИД). К настоящему времени ВЧИД уже успешно эксплуатировался на борту космических аппаратов «EURECA» и «ARTEMIS» [3, 4].

В ВЧИД электромагнитное поле, поддерживающее индуктивный разряд, возникает при протекании переменного тока через медный индуктор, который намотан на боковую поверхность разрядной камеры (РК), выполненной из радиопрозрачного материала (преимущественно из оксида алюминия или нитрида кремния). Свободные электроны в плазме набирают энергию в электромагнитном поле и при соударениях с атомами рабочего тела (РТ) ионизуют их. Часть образовавшихся ионов пролетает в отверстия электродов ионно-оптической системы (ИОС) и за счет наличия электростатического поля, возникающего в результате приложенной к электродам ИОС разности потенциалов, ускоряется и фокусируется в межэлектродном зазоре, создавая тягу.

Остальная часть ионов выпадает на внутреннюю поверхность разрядной камеры и на граничащую с плазмой поверхность эмиссионного электрода ИОС, приводя к потерям части вкладываемой в плазму ВЧ мощности. Величина этих потерь определяет эффективность работы ВЧИД и его тяговые характеристики. Для снижения этих потерь целесообразно уменьшение ограничивающей плазму поверхности РК и эмиссионного электрода ИОС, на которую могут выпадать заряженные частицы. Однако, при таком уменьшении площади будет также уменьшаться и полезный объем, который необходим для эффективной ионизации атомов РТ. Поэтому для нахождения оптимальной формы основных элементов конструкции ВЧИД необходимо проводить теоретические или экспериментальные исследования.

К настоящему времени уже рассматривались различные формы РК: цилиндрические, конические, полусферические, и т.п. При этом форма электродов ИОС во всех моделях двигателей была плоской или близкой к ней. Небольшую кривизну электродов в ИОС использовали для обеспечения стабильности межэлектродного зазора при их термопластической деформации во время работы двигателя. При использовании плоских электродов будет наблюдаться наименьший поток не ионизовавшихся атомов РТ, покидающих через ИОС РК. Также, при плоской геометрии ИОС на должном уровне будет обеспечиваться коэффициент использования РТ и минимальный угол расходимости ионного пучка. Однако, в двигателях большую значимость, по сравнению с расходимостью пучка, имеет величина тяги. Поэтому в рамках данной работы был проведен расчетный анализ с целью нахождения оптимальной формы РК и электродов ИОС, которые потенциально могут обеспечить прирост тяговых характеристик. При этом также рассматривались электроды со значительной кривизной. Критерием оптимизации являлась тяга.

Расчетный анализ различных конфигураций ВЧИД выполнялся с помощью инженерной численной модели [5]. В ней рассчитываются распределения основных параметров плазмы по объему РК (температуры электронов, концентрации заряженных частиц и атомов РТ), а также интегральные характеристики двигателя (коэффициент использования РТ, извлекаемый ионный ток, цена ионизации и тяга). Тяга определяется интегрированием бомовского тока по площади отверстий эмиссионного электрода ИОС.

Были рассмотрены двигатели с диаметром пучка 8 см и 16 см. Сравнение тяги конфигураций ВЧИД с различными формами РК и электродов ИОС производилось с классической схемой двигателя с полусферической РК и плоскими электродами.

Параметрами оптимизации при расчетах являлись высота РК и прогиб электродов ИОС. При изменении формы основных элементов конструкции наблюдалось перераспределение параметров плазмы по объему РК. Для двигателя с диаметром пучка 8 см была найдена форма РК и электродов ИОС, которые, согласно расчету, смогут обеспечить прирост тяги на более чем 5 %. Для ВЧИД с диаметром пучка 16 см при использовании оптимизированной формы рассматриваемых элементов конструкции прирост тяги может составить более 14 %.

Заметное увеличение тяги способствует продолжению исследований в данном направлении. При достижении значимых результатов может быть рассмотрен вопрос о введении предложенной методики предварительного расчета формы основных элементов двигателя в процесс создания изделия отдельным этапом.

*Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда
(проект № 22-29-01006).*

Литература

- [1] Kanarov V., Hayes A.V., Yevtukhov R., Vidinsky B., Navy A. Thirty-five centimeter diameter radio frequency ion-beam source. Review of Scientific Instruments, 1998, № 69, pp. 874–876. DOI: <https://doi.org/10.1063/1.1148742>
- [2] Goebel D.M., Katz I. Fundamentals of Electric Propulsion: Ion and Hall Thrusters. New York, John Wiley & Sons, 2008, 100 p.
- [3] Важенин Н.А., Обухов В.А., Плохих А.П., Попов Г.А. Электрические ракетные двигатели космических аппаратов и их влияние на радиосистемы космической связи. Москва, Физматлит, 2013, 432 с.
- [4] Löb H.W. Acta Astronautica, 1962, VIII, 1, 3, 49 p.
- [5] Kanev S., Melnikov A., Nazarenko I., Khartov S. Mathematical model of radio-frequency ion thruster with an additional magnetostatic field. IOP Conference Series: Materials Science and Engineering, 2019, vol. 868, art. 012010. DOI: <https://doi.org/10.1088/1757-899X/868/1/012010>

УДК 621.039.4

Концепция энергоблока для лунной станции

Дудкин Кирилл Олегович

НИЦ «Курчатовский институт»

k.dudkin5@gmail.com

Зенкин Владимир Александрович

МГТУ им. Н.Э. Баумана

zenkin@bmstu.ru

Локтионов Юрий Викторович

МГТУ им. Н.Э. Баумана

loktionov@bmstu.ru

Мягков Леонид Львович

МГТУ им. Н.Э. Баумана

mll-08@mail.ru

Раскач Кирилл Федорович

НИЦ «Курчатовский институт»

raskachkf@mail.ru

Проанализирован имеющийся научно-технический задел России в области создания эффективных малогабаритных энергетических установок космического назначения. Рассмотрены различные варианты энергосистем для лунной станции. Предложен облик энергоблока для лунной станции на основе жидкометаллического ядерного реактора и системы преобразования энергии, работающей по циклу Стирлинга. На основании оценочных расчетов, определены основные характеристики предложенной концепции энергоблока.

Ключевые слова: ядерный реактор, цикл Стирлинга, тепловая труба, космическая ядерная энергетическая установка, система преобразования энергии

В настоящее время наблюдается новый виток интереса мировых космических держав к исследованию и освоению Луны. В США был произведен успешный запуск сверхтяжелой ракеты с необитаемым модулем ORION [1], Китай осуществил несколько успешных беспилотных миссий [2]. В России в ближайшее время планируется запуск автоматизированной исследовательской станции Луна 25.

Независимо от назначения и сценария миссии, для успешного освоения Луны необходим надежный источник энергии. Таким источником может стать напланетная энергетическая станция, основанная на синергии ядерного и неядерного источников энергии в составе единой энергосистемы лунной инфраструктуры.

При определении облика энергетической установки, авторы, опираясь на отечественный и зарубежный опыт [3, 4], сформировали потенциальный облик энергоблока лунной станции, состав ее оборудования и возможный уровень энергопотребления (~50кВтэ). Были определены достоинства комбинированной энергосистемы относительно энергосистем, состоящих из исключительно ядерных или исключительно солнечных источников энергии. На основании расчетных оценок была определена оптимальная доля ядерной генерации в составе энергосистемы и сформулированы требования к основным параметрам ЯЭУ и фотоэлементам. В то время как солнечные панели давно являются привычным источником электроснабжения в космосе, то задача создания эффективной ядерной энергетической установки (ЯЭУ) напланетного базирования сейчас является особо актуальной для национальных и международных программ [5].

НИЦ «Курчатовский институт» совместно с МГТУ им. Н.Э. Баумана считают перспективной энергетическую установку, включающую малогабаритный автоном-

ный высокотемпературный ядерный реактор и систему преобразования энергии (СПЭ), работающую по циклу Стирлинга.

Ядерный реактор является источником тепловой энергии в цикле СПЭ. Конструкция ядерного реактора должна обеспечивать высокую надежность, автономность и естественную безопасность на всех этапах жизненного цикла ЯЭУ. При этом к установке предъявляются жесткие требования по массе и габаритам.

Облик ядерного реактора был сформирован с учетом имеющегося научно-технического задела в области быстрых жидкометаллических реакторов. Выбор основных элементов конструкции был осуществлен на базе проверенных технических решений.

Использование линейных агрегатов, работающих по циклу Стирлинга, позволяет добиться высокой надежности установки за счет применения модульной компоновки, где единичный отказ одного агрегата не приводит к отказу системы в целом. Кроме того, применение агрегатов Стирлинга практически не накладывает ограничений на выбор теплоносителя ядерного реактора, что позволяет достичь наибольшей эффективности ЯЭУ в целом.

В настоящее время достигнуты значительные показатели ресурса, термодинамической эффективности и надежности линейных машин. Кроме того, имеются устройства, работающие по циклу Стирлинга, выпускаемые в промышленных масштабах для различных назначений [6].

Передачу тепла от реакторного контура к СПЭ предполагается осуществлять за счет высокотемпературных тепловых труб. В атомной отрасли накоплен огромный опыт создания и эксплуатации жидкометаллических тепловых труб, который демонстрирует высокую надежность тепловых труб, как теплопередающих устройств [7].

Таким образом, в работе рассмотрена концепция высоконадежной автономной напланетной космической ЯЭУ электрической мощностью до 50 кВт с высокотемпературным ядерным реактором и системой преобразования энергии, основанной на линейном агрегате Стирлинга. Выполнены оценочные расчеты, показывающие возможность создания такой ЯЭУ, а также обоснована ее эффективность относительно других концепций напланетных энергоустановок.

Литература

- [1] Fuller S. et al. Gateway program status and overview. *Journal of Space Safety Engineering*, 2022, vol. 9, no. 4, pp. 625–628. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.jsse.2022.07.008>
- [2] Zhou C. et al. Scientific objectives and payloads of the lunar sample return mission—Chang'E-5. *Advances in Space Research*, 2022, vol. 69, no. 1, pp. 823–836. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.asr.2021.09.001>
- [3] Брюханов Н.А., Грибков А.С., Гузенберг А.С. и др. Луна — шаг к технологиям освоения Солнечной системы. Москва, РКК «Энергия», 2011, 584 с.
- [4] Colozza A.J. Small Lunar Base Camp and In Situ Resource Utilization Oxygen Production Facility Power System Comparison, 2020. DOI: <https://doi.org/10.13140/RG.2.2.33977.93285>
- [5] Zhang T. et al. Review on space energy. *Applied Energy*, 2021, vol. 292. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.apenergy.2021.116896>
- [6] Perozziello C., Grosu L., Vaglieco B.M. Free-piston Stirling engine technologies and models: A review. *Energies*, 2021, vol. 14, no. 21. DOI: <https://doi.org/10.3390/en14217009>
- [7] Логинов Н.И., Михеев А.С., Верещагина Т.Н. О разработке тепловых труб для ЯЭУ. Вопросы атомной науки и техники. Серия: Ядерно-реакторные константы, 2021, № 3, с. 158–166. DOI: <https://doi.org/10.55176/2414-1038-2021-3-158-166>

УДК 533.9.07

Численное моделирование абляции диэлектрика в микросекундном импульсном разряде

Егошин Денис Андреевич

МГТУ им. Н.Э. Баумана

yegoshinda2@gmail.com

Федорова Дарья Константиновна

МГТУ им. Н.Э. Баумана

fedorovadk@student.bmstu.ru

Павлов Алексей Вячеславович

МГТУ им. Н.Э. Баумана

alekseipavlov@bmstu.ru

Телех Виктор Дмитриевич

МГТУ им. Н.Э. Баумана

telekh@bmstu.ru

Представлена математическая модель, описывающая изменение параметров плазмы за время микросекундного импульсного разряда. Сформулированы допущения, которые должны быть учтены для получения корректных результатов расчета. Проведена серия экспериментов для определения характерных параметров разряда и эксперимент для определения коэффициента отражения диэлектрика. Выполнено численное моделирование скорости движения границы раздела фаз в рабочем теле (диэлектрике), на основании чего, определена зависимость скорости абляции диэлектрика от времени.

Ключевые слова: электрический ракетный двигатель, абляционный импульсный плазменный двигатель, абляция диэлектрика, микросекундный импульсный разряд

В наши дни квазистационарные сильноточные плазменные ускорители (КСПУ), имеют широкий спектр применения, как в наземных условиях (генерация потоков термоядерных параметров, нанесение покрытий, источник УФ-излучения и т. д.), так и в космических (электроракетные двигатели) [1–4]. Такие устройства состоят из ускорительного канала и накопителя энергии. Принцип действия КСПУ заключается в ускорении плазмы под действием пондеромоторных сил, возникающих вследствие взаимодействия протекающего разрядного тока и его собственного магнитного поля. Ионизация газа может происходить как непосредственно в ускорительном канале, так и в предионизационном устройстве. Однако в последнем случае конструкция становится более габаритной, система питания более сложной, а на систему управления накладываются дополнительные требования по синхронизации ступени предионизации и ступени ускорения.

В данной работе представлена математическая модель абляции диэлектрика в КСПУ, роль которого выполнял абляционный импульсный плазменный двигатель (АИПД). АИПД — электроракетный двигатель, в котором, в качестве рабочего тела, применяется твердый диэлектрик (чаще всего полимер), эродирующий в процессе разряда под воздействием излучения от находящейся в канале плазмы. Разряд в таком двигателе носит характер затухающих колебаний, в процессе которых выделяется энергия, расходуемая на абляцию, ионизацию и ускорения рабочего тела. Варьируя разрядные характеристики, можно влиять на параметры плазмы в канале для достижения наилучших тяговых характеристик [5].

Значительное влияние на параметры плазмы оказывает ее плотность, зависящая от скорости поступления и истечения массы. Существующие модели, описывающие закон изменения потока вещества в КСПУ, не учитывают квазистационарность процессов, что может приводить к неточности в расчетах [3].

Разработанная модель описывает изменение температуры плазмы во время импульса длительностью порядка 6 мкс и вкладываемой в разряд энергией порядка 5 Дж с учетом неоднородности электрического поля и квазистационарного истечения вещества из канала, также была учтена передача теплоты внутри плазмы за счет движения электронной компоненты. Коэффициенты теплопроводности рассчитывались в каждый момент времени путем совместного решения уравнения Саха — Эккерта с поправкой Дебая — Хюккеля и уравнений теплопроводности в плазме в приближении большого канонического ансамбля Гиббса [6]. Для упрощения системы уравнений учитывались только адиабатные электрон-атомные столкновения с передачей импульса, так как их сечение на порядок больше, чем у прочих столкновительных процессов [7].

Моделирование эрозии рабочего тела было разделено на два этапа: нагрев и абляция. При нагреве распределение температуры в теле описывалось решением трехмерного уравнения теплопроводности, после достижения некоторой критической температуры в малом приповерхностном объеме, осуществлялся переход к абляционным процессам, которые рассматривались в рамках модифицированной задачи Стефана.

Для получения характерных параметров разряда была проведена серия экспериментов, в ходе которой были определены временные зависимости силы тока и напряжения в разряде. Также был проведен эксперимент по определению коэффициента отражения рабочего тела в диапазоне длин волн от 400 до 1000 нм.

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 № 0705-2020-0046.

Литература

- [1] Морозов А.И. Высокоэнергетичные квазистационарные плазменные ускорители с собственным магнитным полем (КСПУ). Радиационная плазмодинамика: матер. I Всесоюз. симп. по радиационной плазмодинамике. Москва, Энергоатомиздат, 1991, с. 157–190.
- [2] Камруков А.С., Денисов Е., Козлов Н.П., Лушников Е.А. Антикоррозионная обработка низкоуглеродистой стали импульсными плазменными потоками. Машиностроение и компьютерные технологии, 2013, № 12, с. 73–94. URL: <https://cyberleninka.ru/article/n/antikorroziionnaya-obrabotka-nizkouglerodistoy-stali-impulsnymi-plazmennymi-potokami> (дата обращения 29.10.2022).
- [3] Арделян Н.В., Космачевский К.В., Козлов Н.П., Попов Ю.П., Протасов Ю.С., Самарский А.А., Чувашев С.Н. Численное моделирование и теоретические исследования излучающих плазмодинамических разрядов. Радиационная плазмодинамика: матер. I Всесоюз. симп. по радиационной плазмодинамике. Москва, Энергоатомиздат, 1991, с. 191–250.
- [4] Zhang Z., Ling W.Y.L., Tang H., Cao J., Liu X., Wang N. A review of the characterization and optimization of ablative pulsed plasma thrusters. Reviews of Modern Plasma Physics, 2019, vol. 3? no. 5. DOI: <https://doi.org/10.1007/s41614-019-0027-z>
- [5] Федорова Д.К., Егошин Д.А., Павлов А.В., Новиков Д.О., Телех В.Д. Влияние химического состава рабочих тел на интегральное сопротивление АИПД. Труды 8-го Междунар. конгресса «Потоки энергии и радиационные эффекты» (EFRE – 2022). Томск, Изд-во ТПУ, 2022, с. 421–425. DOI: <https://doi.org/10.56761/EFRE2022.S4-P-027101>
- [6] Протасов Ю.С., Чувашев С.Н. Физическая электроника газоразрядных устройств. Ч. 2. Плазменная электроника. Москва, Высшая школа, 1993, 496 с.
- [7] Митчер М., Крюгер Ч. Частично ионизированные газы. Москва, Мир, 1976, 496 с.

УДК 621.35

Применение различных типов литий-ионных аккумуляторных батарей для энерговооруженности космических аппаратов

Казаков Юрий Александрович

pro_bd@bk.ru

АО «НПП «Радар ммс»

Рассмотрена актуальная задача — обеспечение энерговооруженности космических аппаратов для выполнения целевой задачи, в условиях предельно низких температур с учетом требований по безопасности. Автором статьи рассмотрены различные типы литий-ионных аккумуляторных батарей, выполнена сравнительная оценка их особенностей и характеристик сформулирован вывод о предпочтительности проведения дальнейших исследований.

Ключевые слова: литий-ионные аккумуляторные батареи, аккумуляторные батареи, LiFePO_4 , Li-ion, характеристики батарей

В настоящее время актуальны вопросы модернизации космической аппаратуры для улучшения эффективности ее работы, увеличения срока службы и пр. Значительное внимание уделяется вопросу энерговооруженности космических аппаратов.

Актуальным и основным источником электроэнергии для космической аппаратуры являются солнечные и аккумуляторные батареи. Дальнейшее улучшение характеристик солнечных батарей связано с использованием новых материалов, что позволит увеличить мощность батарей в 2–3 раза или уменьшить ее размер. [1] Однако, при нахождении космической аппаратуры в теневых участках на рабочем витке или на этапе подготовки к работе и поиску Солнца питание всей служебной и целевой аппаратуры происходит от аккумуляторных батарей. Таким образом, очевидно, что важными параметрами при выборе аккумуляторной батареи являются: емкость, масса, число циклов заряд-разряд, химическая стабильность.

При рассмотрении вопроса выбора наиболее оптимального типа аккумуляторных батарей, для космической аппаратуры, эксплуатируемой на низкой околоземной орбите, в основном используются никель-водородные аккумуляторы, однако в настоящее время происходит активное замещение их литий-ионными аккумуляторами. Это связано с достижением предела энергомассовых характеристик никель-водородных аккумуляторов, дальнейшее их улучшение ограничено и сопряжено с большими финансовыми затратами.

Литий-ионные аккумуляторные батареи содержат электроды, пористый сепаратор, электролит и контакты. Отрицательные пластины создаются из графита, электролит — обычно из смеси LiPF_6 и карбоната. В роли катода применяются различные материалы: кобальтат лития (LiCoO_2), литий-марганцевая или литий-кобальт-марганцевая шпинель (LiMn_2O_4 , LiNiCoMnO_2) и др. Технология производства литий-ионных аккумуляторных батарей постоянно совершенствуется, в результате чего повышается безопасность их эксплуатации, и улучшаются характеристики.

Литий-ионные аккумуляторные батареи имеют высокую удельную энергоемкость. Также они отличаются большой величиной тока разряда и имеют следующие особенности:

- чувствительность к глубокому разряду;
- пожароопасен при заряде аккумуляторной батареи напряжением выше максимально допустимого;
- диапазон рабочих температур от минус 20 °С до плюс 50 °С;
- низкий саморазряд — менее 10 % в месяц;
- легкий вес в сочетании с высокой емкостью;
- незначительное снижение емкости при хранении и эксплуатации — не более 10 % в год;
- ресурс с сохранением 80 % емкости — 500–1000 полных циклов заряд-разряда;
- допустимое напряжение в процессе работы – от 2,8 до 4,2 В; номинальное — 3,6 или 3,7 В.

Литий-ионные аккумуляторы обладают значительными преимуществами по сравнению с никель-водородными, а именно:

- высокая удельная энергия;
- высокий энергетический КПД, а как следствие снижение массы аккумулятора;
- существенно меньшее значение саморазряда аккумулятора, а как следствие упрощение предстартовой подготовки [2].

В [3] проведен анализ развития и применения литий-ионных аккумуляторов для низкоорбитальной космической аппаратуры, а также выполнен анализ российского рынка литий-ионных аккумуляторов. Из приведенных данных можно сделать вывод о быстром прогрессе характеристик аккумуляторов, связанных с изменением их конструкции и применяемыми компонентами.

Среди литий-ионных аккумуляторных батарей можно выделить отдельный вид аккумуляторов — литий-железо-фосфатные (LiFePO_4). По сравнению с остальными литий-ионными аккумуляторами литий-железо-фосфатные аккумуляторы имеют ряд преимуществ.

LiFePO_4 аккумуляторные батарей в роли материала катода используют литий-феррофосфат. Данный тип литий-ионных аккумуляторов имеет большую массу, чем остальные литий-ионные аккумуляторные батарей идентичной емкости. Также они имеют меньшее номинальное напряжение — (3...3,3) В. Главными их преимуществами являются:

- большее число рабочих циклов заряд-разряда (свыше 2000);
- химическая и термическая стабильность;
- меньше время заряда и повышенная безопасность эксплуатации [4].

С момента выпуска первой промышленной партии в 2006 году они считаются лучшими из силовых аккумуляторов. Принцип их действия базируется на применении электродов нано-масштаба и обмене ионами между электродами, который обеспечивается путем увеличения их активной поверхности.

Диапазон номинальных рабочих температур у LiFePO_4 аккумуляторов составляет от минус 20 °С до плюс 50 °С, саморазряд — не более 3 % в год. При понижении температуры ниже минус 20 °С снижается емкость аккумулятора, что приводит к уменьшению времени работы. Удельная энергоемкость у них на 1 % ниже, чем у литий-ионных аккумуляторных батарей. Напряжение аккумуляторных батарей в процессе разряда остается практически неизменным.

Из вышеперечисленного можно сделать вывод о перспективах исследования литий-железо-фосфатных аккумуляторных батарей для их дальнейшего применения в качестве источников электроэнергии при работе космической аппаратуры, а также оборудования других технических направлений.

Литература

- [1] Батарейка для космических аппаратов. URL: https://rostec.ru/innovations/projects/3398/?sphrase_id=4905229 (дата обращения 25.11.2022).
- [2] Дыбля Ю.В., Крылова О.С., Яковлев К.В. Расчет аккумуляторных батарей космических аппаратов спутниковой системы связи на низкой круговой орбите. Инновационная наука, 2020, № 4, с. 31–34.
- [3] Хромов А.В. Литий-йонные аккумуляторные батареи низкоорбитальных космических аппаратов. Вопросы электромеханики. Труды ВНИИЭМ, 2016, т. 152, с. 20–28.
- [4] Литий-железо-фосфатный аккумулятор.
URL: https://ru.wikipedia.org/wiki/%D0%9B%D0%B8%D1%82%D0%B8%D0%B9-%D0%B6%D0%B5%D0%BB%D0%B5%D0%B7%D0%BE-%D1%84%D0%BE%D1%81%D1%84%D0%B0%D1%82%D0%BD%D1%8B%D0%B9_%D0%B0%D0%BA%D0%BA%D1%83%D0%BC%D1%83%D0%BB%D1%8F%D1%82%D0%BE%D1%80 (дата обращения 25.11.2022).

УДК 621.383.51

Разработка комплексного оптического покрытия современных каскадных фотопреобразователей для солнечных батарей космических аппаратов

Лебедев Андрей Александрович
АО «НПП «Квант»

tovarisch-aal@mail.ru

Смирнов Александр Андреевич
АО «НПП «Квант»

smirnow94@gmail.com

Чуянова Елена Сергеевна
АО «НПП «Квант»

chuyanova-lena@mail.ru

Генали Марина Александровна
АО "НПП "КВАНТ"

marinagenali@gmail.com

Приведено описание проблематики разработки оптического покрытия для солнечных батарей космических аппаратов, в частности, показана необходимость учета полной оптической сборки (защитного стекла с просветляющим покрытием и клеём-компаундом) при расчете оптимизированных слоев просветляющего покрытия фотопреобразователей. Приведены оптимизированные значения толщин для пар слоев SiO_2 (97 нм) / Ta_2O_5 (60 нм), Al_2O_3 (78 нм)/ TiO_2 (44 нм), показано, что наклейка защитного стекла для АОП на основе первой пары материалов увеличивает среднее отражение с 2,4 %, до 4,3 %, а оптимизация толщин слоев позволяет снизить этот показатель до 3,1 %, а для второй пары оптимизация не дает столь значительного эффекта.

Ключевые слова: Просветляющее покрытие, каскадный фотопреобразователь, солнечные батареи, защитное стекло

Многопереходные солнечные элементы или иначе – фотопреобразователи (ФП) на основе соединений АПВВ, используемые в составе солнечной батареи (СБ) — первичного источника электропитания космических аппаратов, представляют собой сложные оптоэлектронные полупроводниковые устройства. Для минимизации оптических потерь мощности, возникающих в том числе за счет отражения от поверхности полупроводника до 30 % от падающего света спектра АМ0 [1], на его поверхности формируют тонкослойное керамическое антиотражающее (просветляющее) покрытие (АОП), являющееся также защитным, массивный металлический контакт создают не сплошным, а в виде гребенки [2].

Чтобы добиться наибольшего коэффициента преобразования солнечной энергии в ФП, необходимо подобрать материалы, оптимальные для АОП с точки зрения оптических свойств, технологичности, стойкости и др., а также определить толщины слоев и их количество. Сегодня, передовыми мировыми производителями (*Spectrolab Inc.* и др. США, *Azur Space Solar Power GmbH* Германия, *CESISpA* Италия) разработаны и промышленно изготавливаются многопереходные ФП с такими комбинациями материалов АОП, как например $\text{Al}_2\text{O}_3/\text{TiO}_x$, $\text{SiO}_2/\text{Ta}_2\text{O}_5$ и некоторые другие. Анализ публикаций показывает, что этот вопрос не очень широко представлен в открытой печат-

ти, а также, что представлены данные по расчетам только для конструкций АОП/полупроводниковая структура [3], не учитывающие тот факт, что для эксплуатации в условиях комплексного воздействия факторов космического пространства ФП защищаются приклеиванием пластин из специального радиационно-стойкого стекла. Этот элемент, обладающий своими оптическими свойствами, также вносит вклад в оптические потери ФП и СБ (поэтому на его поверхности также зачастую формируют свой АОП), соответственно, выбор материалов АОП для ФП, определение оптимальных толщин слоев покрытия, должен быть скорректирован с учетом применения стекла с АОП и клеящего состава.

В данной работе представлены результаты расчета двухслойного АОП, реализованного посредством специального программного обеспечения OptiLayer [4] для наиболее распространенной структуры InGaP/InGaAs/Ge трехпереходного ФП на диапазон просветления 400...900 нм, соответствующий поглощению верхнего и среднего каскадов. Рассмотрены комбинации материалов АОП $\text{Al}_2\text{O}_3/\text{TiO}_x$ и $\text{SiO}_2/\text{Ta}_2\text{O}_5$, расчеты выполнены как для непокрытых ФП, так и с учетом наличия защитного покрытия (в данном случае стекло марки К-208 с просветляющим покрытием из MgF_2) и слоя клея-компаунда, (в данном случае СИЭЛ 159-322).

Так как толщина слоя широкозонного окна верхнего каскада сопоставима с толщинами слоев АОП и спектральные коэффициенты отражения имеют большие величины по сравнению с выбранными оксидами, эпитаксиальные слои будут оказывать существенное влияние на результаты расчетов АОП. В расчетах использовались следующие характеристики трехкаскадной структуры: база и эмиттер верхнего каскада — слой состава $\text{In}_{0,49}\text{Ga}_{0,51}\text{P}$ с толщиной $\geq 0,5$ мкм и, над ним широкозонное окно верхнего каскада — слой состава $\text{In}_{0,5}\text{Al}_{0,5}\text{P}$ с толщиной, варьируемой в пределах 25...35 нм. Расчеты велись для угла падения света 0° , т. е. вдоль нормали к плоскости ФП. Дисперсионные зависимости показателей преломления просветляющих материалов $n(\lambda)$, использованные в расчетах, были взяты из [5] за исключением $n_{\text{Ta}_2\text{O}_5}(\lambda)$ и $n_{\text{SiO}_2}(\lambda)$, которые были определены экспериментально [6] (поскольку известно, что $n(\lambda)$ пленок абсолютного большинства просветляющих материалов зависят от метода и условий их нанесения). Так для $n_{\text{Ta}_2\text{O}_5} = 1,97$, $n_{\text{TiO}_2} = 2,389$, $n_{\text{SiO}_2} = 1,46$, $n_{\text{Al}_2\text{O}_3} = 1,677$ при $\lambda = 632,8$ нм.

Следует отметить, что в данной работе коэффициент преломления слоя клея-компаунда принят единственным значением 1,41 для всего спектра АМ0. Для получения более точных результатов необходимо определить набор значений коэффициента преломления компаунда для различных длин волн, что запланировано в дальнейшей экспериментальной работе.

В результате расчетов получены результаты, при анализе которых можно заключить, что наклейка стекла с просветлением на ФП ухудшает просветляющие свойства покрытия на основе оксидов $\text{SiO}_2/\text{Ta}_2\text{O}_5$. Если среднее отражение до наклейки стекла на ФП был 2,4 %, то после наклейки становится 4,3 %. Следует отметить, что увеличение отражения от ФП на 2 % примерно равнозначно уменьшению тока короткого замыкания на 5...7 мА. Оптимизация толщин этой пары слоев (60 нм для Ta_2O_5 и 97 нм для SiO_2) позволяет после наклейки стекла получить отражение в среднем 3,1 %.

Покрытие, являвшееся оптимальным без учета защитного стекла $\text{SiO}_2/\text{TiO}_2$ (со среднем отражением всего 1,1 %), после наклейки стекла показывает среднее отражение 4,3 % и не поддается оптимизации.

Лучшие свойства после наклейки стекла с просветлением на ФП показало АОП на базе Al_2O_3 (72 нм)/ TiO_2 (36 нм), средний коэффициент отражения которого по диапазону просветления сохраняется на уровне 2,4 %, т. е. фактически отражение увеличи-

лось на 0,1 % и оптимизированные под полную оптическую сборку толщины слоев близки к значениям до оптимизации Al_2O_3 (78 нм)/ TiO_2 (44 нм).

Показано, что отсутствие просветляющего покрытия MgF_2 на стекле значительно увеличивает общее отражение системы: например для $\text{Al}_2\text{O}_3/\text{TiO}_2$ средний коэффициент отражения увеличивается до 4,6 %.

Литература

- [1] Колтун М.М. Оптика и метрология солнечных элементов. Москва, Наука, 1985, 280 с.
- [2] Naumova A.A., Lebedev A.A., Milovanov A.F., Statsenko A.A., Vagapova N.T., Kagan M.B. Method for determining the balance of optical and ohmic losses for modifying the contact grid of modern solar cells based on InGaP/InGaAs/Ge heterostructures. AIP Conference Proceedings, 2021, February, vol. 2318, no. 1, art. 040010. DOI: <https://doi.org/10.1063/5.0036184>
- [3] Campesato R., Greco E., Mezzetti A., di Fonzo F., Bissoli F., di Mezza, A. Effective Coating for High Efficiency Triple Junction Solar Cells. 2019 European Space Power Conference (ESPC), 2019, September, pp. 1–5. DOI: <https://doi.org/10.1109/ESPC.2019.8932034>
- [4] Genali M.A., Sharov S.K., Lebedev A.A., Vagapova N.T., Zhالنin B.V. Study of anti-reflective coatings $\text{Ta}_2\text{O}_5/\text{SiO}_2$ for improving the efficiency of modern solar cells for space applications. Siberian journal of science and technology, 2018, vol. 19 (1), pp. 59–65.
- [5] База оптических характеристик материалов. URL: www.refractiveindex.info (дата обращения 30.11.2022).
- [6] Вацура А.П., Лебедев А.А., Рябцева М.В., Чуянова Е.С. Исследование оптических характеристик слоев антиотражающего покрытия каскадных фотоэлектрических преобразователей космического назначения. 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. 1, с. 493.

УДК 53.072.13

Определение диапазона максимальной эффективности преобразования драйвера лазерных модулей для систем беспроводной передачи энергии

Мацак Иван Сергеевич

f.mephi@gmail.com

РКК «Энергия»

Воропаев Роман Андреевич

voropaeffff@yandex.ru

РКК «Энергия»

Тугаенко Вячеслав Юрьевич

vjatcheslav.tugaenko@rsce.ru

РКК «Энергия»

Представлены результаты исследований эффективности драйвера лазерных модулей, осуществляющего преобразование напряжение-ток. Построены зависимости КПД преобразования от выходных токов и напряжений во всем диапазоне токов накачки для напряжений, кратных количеству последовательно соединенных диодных структур. Результаты исследований предназначены для использования при построении систем беспроводной передачи энергии лазерным излучением с высоким КПД, определения оптимальных режимов их работы, а также выбора лазерных модулей с оптимальным рабочим напряжением для обеспечения высокой эффективности тракта. В работе показано, что режим работы драйвера оказывает значительное влияние на уровень эффективности системы, при этом КПД преобразования напряжение-ток в выбранных режимах работы может составлять 95 % и выше.

Ключевые слова: драйвер лазерных модулей, беспроводная передача энергии, эффективность, экспериментальная установка, диодный модуль

Введение

Рассматриваемая в ряде работ [1–5] технология беспроводной передачи энергии (БПЭ) лазерным излучением имеет перспективы найти приложения как на Земле, так и в космосе. Несмотря на неоспоримые преимущества, одним из ключевых недостатков технологии является сравнительно низкая эффективность преобразования тракта от электричества до электричества, экспериментально подтвержденные значения которой не превосходят 12 % [6, 7] и имеют потенциал роста для ограниченного ряда приложений до 20–25 % [8, 9].

Одним из ключевых элементов системы БПЭ является драйвер лазерного модуля, осуществляющего преобразование напряжение-ток. Его эффективность может колебаться в широких пределах от 70 до 97 % в зависимости от конкретной модели драйвера, режима работы, напряжения питания, выходного напряжения, выходного тока, температуры. Поэтому определение оптимальных параметров работы драйвера является критически важной задачей, оказывающей наибольшее влияние на КПД тракта системы БПЭ. Параметры, при которых эффективность драйвера находится вблизи своего максимума, определяя диапазон потенциальных токов и напряжений, который должен совпадать с соответствующим диапазоном лазерного модуля, что значительно ограничивает их выбор, но гарантирует минимизацию потерь на этом элементе и его корректную работу и тепловой режим.

Методы

Для решения задачи определения диапазона токов и напряжений, при которых преобразования напряжение-ток является максимальным, авторами работы была создана экспериментальная установка, основными компонентами которой являются диодный нагрузочный модуль, драйвер, измерительные шунты, АЦП и аккумулятор. Разработано программное обеспечение, позволяющее управлять установкой и проводить измерения в автоматизированном режиме. Изготовлен диодный нагрузочный модуль, имитирующий широкий спектр лазерных модулей.

Результаты

С помощью разработанной экспериментальной установки проведены исследования эффективности драйвера Maiman Electronics SF6015 [10], в диапазоне токов накачки от 0 до 15 А при напряжении нагрузки в диапазоне от 2 до 10 В, данные аппроксимированы графической 3D-поверхностью и соответствующей ей аналитической зависимостью, которая дает возможность рассчитывать практический КПД драйвера при использовании лазерных модулей с номинальным напряжением до 10 В и токами накачки до 15 А.

Обсуждение результатов

Полученные зависимости эффективности от значений токов и напряжений показывают, что высокий КПД тракта беспроводной передачи энергии для выбранной модели драйвера может быть достигнут при использовании лазерных модулей, обладающих определенным номинальным напряжением в диапазоне от 6 до 9 В, в диапазоне токов от 7 до 12 А. Ширина диапазона токов, при которой достигается эффективность выше 90 %, так же определяется номинальным напряжением лазерного модуля.

Заключение

Представленные результаты экспериментальных исследований показывают, что эффективность драйвера лазерных диодов SF6015 в некоторых режимах работы достигает выдающихся значений в 95 % и более, что делает его весьма актуальным использование как в системах беспроводной передачи энергии, так и ряде других приложений, связанных с лазерными системами как таковыми, например, разработка волоконных и лазерных систем большой мощности, энергоэффективные лазерные для космических приложений, в том числе лазерная связь и дистанционное зондирование Земли.

Результаты исследований показывают возможность достижения в лабораторных условиях эффективности тракта системы беспроводной передачи энергии на уровне более 20 %.

Литература

- [1] Богушевская В.А., Заяц О.В., Масляков Я.Н. и др. Разработка системы дистанционного энергоснабжения беспилотных летательных аппаратов. Труды МАИ, 2012, № 51, 4 с.
- [2] Chertok B.E. et al. Remote Electric Power Transfer between Spacecraft's by Infrared Beamed Energy. AIP Conference Proceedings. AIP Publishing, 2011, vol. 1402, no. 1, pp. 489–496. DOI: <https://doi.org/10.1063/1.3657057>

- [3] Евдокимов Р.А., Тугаенко В.Ю., Щербенко Н.В. Перспективы применения и отработка технологии беспроводной передачи электрической энергии между космическими аппаратами. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2022, № 7 (127). DOI: <https://doi.org/10.18698/2308-6033-2022-7-2196>
- [4] Nugent T.J., Kare J.T. Laser power beaming for defense and security applications. *Proc. of SPIE*, 2011, vol. 8045, p. 804514. DOI: <https://doi.org/10.1117/12.886169>
- [5] Wu M., Su, L., Chen J. et al. Development and Prospect of Wireless Power Transfer Technology Used to Power Unmanned Aerial Vehicle. *Electronics*, 2022, vol. 11, art. 2297. DOI: <https://doi.org/10.3390/electronics11152297>
- [6] Zhou W., Jin K., Wang M., Wu Q. Efficiency Evaluation of Laser Based Wireless Power Transmission System, *IEEE Applied Power Electronics Conference and Exposition (APEC)*, 2020, pp. 3147–3150. DOI: <https://doi.org/10.1109/APEC39645.2020.9124110>
- [7] Kim S.-M., Rhee D.-H. Experimental demonstration of optical wireless power transfer with a DC-to-DC transfer efficiency of 12.1 %. *Optical Engineering*, 2018, vol. 57(8), p. 086108. DOI: <https://doi.org/10.1117/1.OE.57.8.086108>
- [8] Мацак И.С., Воропаев Р.А. Разработка установки для экспериментального подтверждения эффективности беспроводной передачи энергии лазерным излучением на уровне более 20 %. XXII Науч.-технич. конф. ученых и специалистов: тез. докл., Королев, ноябрь 2021, с. 756–758.
- [9] Мацак И.С., Воропаев Р.А., Тугаенко В.Ю. Исследование эффективности системы беспроводной передачи энергии лазерным излучением. 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. 1, с. 254–256.
- [10] Laser Diode Driver CW 15A 10V SF6015. URL: <https://www.maimanelectronics.com/product-page/laser-diode-driver-cw-15a-10v-sf6015> (дата обращения 15.11.2022).

УДК 629.7

Прорывное движение без пропеллента: исследование аномальной тяги двигателя на основе V-резонатора

Овчар Александр Владимирович

alex.ovchar.7@yandex.ru

ООО «Диконт»

Рассмотрены новые результаты моделирования космического двигателя без пропеллента на основе V-резонаторов (сверхвысокочастотного резонатора V-образной формы). В ходе моделирования обнаружен нетривиальный результат, когда силы радиационного давления в замкнутой сверхвысокочастотной полости в сумме на интервале времени не равны нулю. Это явно указывает на то, что в такой полости возможно создание тяги двигателя без использования возимого запаса реактивной массы (пропеллента) и без нарушения законов сохранения энергии/импульса.

Ключевые слова: СВЧ-резонатор, космический двигатель, сила радиационного давления, прорывное движение, космический полет

В 2019 году были опубликованы рабочие чертежи Emdrive [1]. В 2021 году завершены тестовые кампании команды Мартина Таджмара (ТУ Дрезден) [2], с отрицательным результатом испытания двигателя типа Emdrive.

Мы провели многочисленные моделирования электромагнитных (ЭМ) полостей и предложили резко упростить дизайн Emdrive и настройку тракта сверхвысокой частоты (СВЧ). В работе [3] мы предложили более простой дизайн СВЧ полости в форме V-резонатора и оригинальный метод анализа электромагнитных явлений в СВЧ-резонаторах на основе изучения распределения сил радиационного давления в режиме Time Dependent Mode (в зависимости от времени, на интервалах доли наносекунд).

Изучая V-резонатор, мы нашли неожиданный полезный результат, когда после создания в системе потоков специально подготовленных ЭМ-волн (разнополярные импульсы негармонической формы) — в узкой части V-резонатора наблюдается особая интерференция встречных разно полярных импульсов. При этом наблюдается локальная, краткосрочная взаимная нейтрализация электрической компоненты ЭМ-поля и усиление магнитной составляющей.

Но за счет специально разработанной симметрии дизайна V-резонатора, в полости наблюдается ярко выраженная асимметрия суммарных сил радиационного давления. В таком дизайне силы радиационного давления явно не равны нулю, и калькуляция суммарного импульса в системе поле-резонатор также показывает не нулевой результат. Более того, этой диспропорцией удастся хорошо управлять — просто меня геометрию узкой части.

Для верификации методики моделирования, мы сначала разработали симуляцию предельно простой электромагнитной полости (прямоугольный резонатор), наблюдали в этой полости за движением одиночного короткого импульса длительность прядка 3 нс, с отражениями от торцевых стенок резонатора. При этом мы вели наблюдения за распределением электрической и магнитной компоненты полей, вели расчеты сил радиационного давления в полости во время движения импульса. Также мы вычисляли импульс электромагнитного поля и расчет импульса самой полости. В итоге, мы

наблюдали нулевую сумму сил радиационного давления на широком интервале времени. Резонатор не создавал тягу двигателя.

Затем мы проверили V-резонатор в режиме, когда в полость поступает одиночный импульс, например, в «верхнюю» часть V-формы. Здесь мы также наблюдаем строгие нулевые суммы всех сил и импульсов в системе.

Далее мы испытали V-резонатор в режиме симметричной подачи однополярных импульсов в обе части V-формы и опять наблюдали ожидаемый нулевой результат.

Аномальная тяга двигателя на основе V-резонатора наблюдается только при подаче в полость двух разнополярных импульсов. Это сразу создает в полости неуравновешенные силы давления со стороны электромагнитного поля. И только за счет интерференции встречных разнополярных импульсов в кривой части V-резонатора. Что вызывает воодушевление и многообещающие ожидания.

Все наши модели и симуляции построены в рамках классической электродинамики. Известно, что СВЧ-резонатор образует из себя закрытую систему и согласно общепринятым представлениям не может создать тягу двигателя [4]. Но мы явно наблюдаем неуравновешенные силы, что действуют на СВЧ полость изнутри, и мы нашли простой способ создать направленную силу давления со стороны ЭМ поля на СВЧ-резонатор.

Это создает тягу двигателя и для высокочастотных сверхпроводящих СВЧ резонаторов можно ожидать значения тяги до 10 порядков превышающие тягу идеального фотонного движителя — до уровня 6000 Н/кВт.

Литература

- [1] Shawyer R. Report on the Design, Development and Test of a C-Band Flight Thruster. 2017. Available at: <http://www.emdrive.com/flighthrusterreportissue2.pdf> (accessed November 30, 2022).
- [2] Neunzig O., Weikert M., Tajmar M. Thrust measurements of microwave-, superconducting- and laser-type emdrives. Acta Astronautica, 2022, vol. 195 (4). DOI: <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2022.02.014>
- [3] Овчар А.В. Прорывное движение без пропеллента: исследовательский стенд для изучения новых физических принципов для космических полетов. Решетневские чтения. Матер. XXIV Междунар. науч. конф.: сб. тр. В 2 ч. Красноярск, СибГУ им. академика М.Ф. Решетнева, 2020, т. 1, с. 107–109.
- [4] Egan G. Resonant modes of a conical cavity. Available at: <http://www.gregegan.net/SCIENCE/Cavity/Cavity.html> (accessed November 30, 2022).

УДК 629.78

Перспективы систем преобразования тока мощных ядерных энергодвигательных установок: схемы, технический облик и элементная база

Онуфриев Валерий Валентинович
МГТУ им. Н.Э. Баумана

Onufryev@bmstu.ru

Онуфриева Евгения Валерьевна
МГТУ им. Н.Э. Баумана

evgeni.bmstu@yandex.ru

Ивашкин Анатолий Борисович
МГТУ им. Н.Э. Баумана

ivashkin@bmstu.ru

Оптимизация энергомассовых характеристик системы преобразования тока (СПТ) космических ядерных энергодвигательных установок (ЯЭДУ) связана с минимизацией ее удельной массы при рабочих температурах. Особенно это касается определения элементного состава и параметров функционирования, которые в значительной мере влияют на расположение СПТ в составе ЯЭДУ и самого космического аппарата (КА), определяют электрические, массогабаритные параметры бортовой кабельной сети (БКС) КА. Проведено сравнение СПТ с различной элементной базой: низкотемпературными, высокотемпературными полупроводниковыми вентилями, термоэмиссионными вентилями плазменной электроэнергетики — сеточными ключевыми элементами (СКЭ), высоковольтными плазменными термоэмиссионными диодами (ВПТД) и высокотемпературным трансформатором (ВТТ). Получены соотношения для определения оптимальных энергомассовых, массогабаритных характеристик СПТ, ее проектного облика в зависимости от ее теплофизических параметров.

Ключевые слова: полупроводниковый вентиль, сеточный ключевой элемент, высоковольтный плазменный термоэмиссионный диод, система преобразования тока, космическая ядерная энергодвигательная установка, электрическая мощность, тепловая труба, холодильник-излучатель

Особенности работы космической ядерной энергетической установки (ЯЭУ), построенной на основе термоэмиссионного реактора-преобразователя (ТРП) или газотурбинного преобразования (ГТУ) заключаются в наличии высокой рабочей температуры (до 2000 К), ионизирующих излучений, тепловых потоков большой интенсивности. Все это предъявляет комплекс требований к выбору СПТ, которая служит для согласования электрических параметров ЯЭУ и мощных потребителей (в качестве которого может выступать маршевая электроракетная двигательная установка (ЭРДУ)) электрической мощностью десятки-сотни кВт. То есть состав, конфигурация и элементная база СПТ, условия ее функционирования будут влиять на массогабаритные характеристики КА.

Разрабатываются варианты конверторно-конверторных преобразователей на основе твердотельной электроники с параметрами: электрическая мощность 30 кВт, рабочее напряжение 130...240 В, ресурс около 7 лет, удельная масса 0,4 кг/кВт [1-4]. Такой преобразователь способен работать в потоке излучений интенсивностью $5 \cdot 10^6$ рад/с, выдерживать дозу радиации 500 кРад, нейтронный поток $2,5 \cdot 10^{12}$ нейтр/см².

Для перспективных космических аппаратов преобразователь тока должен отвечать следующим параметрам: удельная масса 0,02...0,15 кг/кВт, электрическая мощность от 50 кВт до 500 МВт, рабочая частота 10...40 кГц [5]. Центр Льюиса (США) для СЭС межпланетных космических аппаратов определил следующие требования: удельная масса 0,1 кг/кВт, рабочее напряжение 5...100 кВ. Для силовой электроники предпочтение отдано полупроводниковым ключам (рабочее напряжение до 1000 В), но могут использоваться плазменные ключи с полым катодом и прокачкой ксенона.

Одним из основных критериев выбора вентиля СПТ является его нагрузочная способность, характеризующая по коммутируемую мощность и максимальное обратное напряжение (электропрочность к обратному пробое). На выбор влияет также величина внутреннего падения напряжения (в открытом состоянии) и быстродействие вентиля.

В настоящее время в связи с развитием технологий по производству полупроводниковых компонентов с широкой запрещенной зоной развиваются элементы силовой электроники. Полупроводники, изготавливаемые на базе карбида кремния (SiC) и нитрида галлия (GaN), имеют существенно более высокие рабочие частоты переключения, по сравнению с транзисторами (MOSFET-транзисторы) и биполярными транзисторами (IGBT-транзисторы), обладают более высокой эффективностью преобразования энергии и высокими значениями рабочих температур [6]. SiC-транзисторы рассчитаны для работы на напряжениях в несколько киловольт, как и IGBT-транзисторы, но обладают частотой переключения, существенно превышающей частоту переключения MOSFET-транзисторов. GaN-транзисторы транзисторы целесообразны в низковольтной аппаратуре при коммутации токов десятки ампер на частотах до нескольких десятков мегагерц. Разработаны полупроводниковые вентили, способные работать при токах 250...2200 А и напряжениях 2500 В [3], время их включения не превышает десятков микросекунд, рабочая частота до 20 кГц.

Недостатком СПТ электрической мощностью на десятки-сотни кВт на твердотельной электронике является значительная масса системы охлаждения, которая может доходить до 1...1,5 т.

Вентили с газовым наполнением, наибольшее распространение среди которых получили газотроны и тиратроны с водородным наполнением и термокатодом, позволяют коммутировать в импульсе до нескольких мегаватт мощности, но не могут быть использованы в качестве силовых вентилей в стационарных режимах из-за низкой плотности тока (в стационарном режиме ~0,1 А/см²) и ограниченного диапазона рабочих температур оксидного катода. Водородные вентили работают аналогично в импульсных режимах и используются в ряде приборов: с управлением внешними электрическими и магнитными полями; с управлением внутренними полями (электроды); с твердотельными катодами; с плазменными катодами и т. д. [7].

Ионные и газонаполненные вентили позволяют увеличить преобразующую мощность — до сотен кВт десятков МВт (в импульсном режиме) и снизить внутреннее падение напряжения. Но даже в ионных приборах с жидким катодом (например, в высоковольтных ртутных вентилях большой мощности) падение напряжения составляет десятки вольт. Исходя из вышеизложенного, применение таких вентилей в СПТ космических ЯЭДУ с напряжением порядка 100...120 В не представляется возможным.

В РКК «Энергия» в 1970-е годы проведены исследования с разработкой и изготовлением экспериментальных образцов термоэмиссионных СКЭ [8], которые продемонстрировали принципиальную возможность реализации инвертора высокотемпературной СПТ.

Продолжением работ по высокотемпературным вентилям с цезиевым и бариевым наполнением стали работы МГТУ им. Н.Э. Баумана [9], которые позволили показать практическую реализацию высоковольтных плазменных термоэмиссионных диодов (ВПТД) на рабочие напряжения 2200...2500 В при рабочей температуре до 950 К, величина удельной мощности составила 3...30 кВт/см², [10]. Анализ экспериментальных результатов тестирования ВПТД и СКЭ показал, что оптимальный температурный режим такой СПТ лежит в диапазоне 700...940 К, что в два-три раза выше рабочих температур вентилях твердотельной электроники [11]. Неоспоримым преимуществом плазменной СПТ является радиационная стойкость (не нужна радиационная защита) и способность работы в вакууме без гермоконтейнера. Полученные на основе экспериментально-расчетного исследования СКЭ и ВПТД данные по удельной массе показали, что СПТ на плазменных вентилях имеет этот параметр на уровне 1,5...2,5 кг/кВт.

Литература

- [1] Thornton R.D. Power Management and distribution equipment developed for space applications. 26-th International Energy Conversion Engineering Conference: Proceeding. Boston (MS), 1991, vol. II, pp. 162–167.
- [2] Anderson P.M., Lofton S.E., Ericson R.W. et al. Requirements and design of a 30 kW DC-DC converter for space — based radar applications. 26-th International Energy Conversion Engineering Conference: Proceeding. Boston (MS), 1991, vol. II, pp. 184–189.
- [3] Button R.M., Brush A.S., Sundberg R.C. Development and testing of a 20 kHz components test bed. 24-th International Energy Conversion Engineering Conference: Proceeding. Washington (DC), 1989, vol. I, pp. 605–610.
- [4] Narendra Mehta. Application Report. SNVA723. Design Considerations for LM5113 Advanced GaN FET Driver During High-Frequency Operation. Texas Instruments, 2014.
- [5] Rose M.F. Specific issues associated with high power levels in space. 24-th International Energy Conversion Engineering Conference: Proceeding. Washington (DC), 1989, vol. I, pp. 347–354.
- [6] Данилин В., Жукова Т., Кузнецов Ю. и др. Транзистор на GaN пока самый «крепкий орешек». Электроника: НТБ, 2005, № 4, с. 20–29.
- [7] Вишневский А.И., Руденко В.С., Платонов А.П. Силовые ионные и полупроводниковые приборы. Москва, Высшая школа. 1975, 343 с.
- [8] Богомолов И.В., Кузин Г.А., Юрченко А.А. Экспериментальное исследование высокотемпературных вентилях на большие плотности тока. Всесоюз. конф. по термоэмиссионному методу преобразования тепловой энергии в электрическую: тез. докл. Обнинск, 1979, с. 96.
- [9] Онуфриева Е.В., Синявский В.В., Онуфриев В.В. Высокотемпературные системы преобразования тока перспективных космических энергодвигательных установок. Известия РАН. Энергетика, 2009, № 4, с. 137–144.
- [10] Онуфриев В.В., Лошкарев А.И. Зажигание обратного дугового разряда в бариевом термоэмиссионном диоде. Вестник Московского государственного технического университета им. Н.Э. Баумана. Естественные науки, 2005, № 1, с. 72.

УДК 629.78.064.52

Об оптимизации энергомассовых характеристик высокотемпературной системы преобразования тока на термоэмиссионных вентилях плазменной электроэнергетики

Онуфриев Валерий Валентинович

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Onufryev@bmstu.ru

Онуфриева Евгения Валерьевна

МГТУ им. Н.Э. Баумана

evgeni.bmstu@yandex.ru

Оптимизация энергомассовых характеристик высокотемпературной системы преобразования тока (СПТ) космических ядерных энергодвигательных установок (ЯЭДУ) связана с минимизацией ее удельной массы при рабочих температурах более 800 К, т. е. в области, где не могут быть использованы традиционные полупроводниковые элементы, в том числе и высокотемпературные на основе соединений Si-C. В этой связи рассмотрена СПТ с термоэмиссионными вентилями — сеточными ключевыми элементами (СКЭ), высоковольтными плазменными термоэмиссионными диодами (ВПД) и высокотемпературным трансформатором (ВТТ), имеющими охлаждение тепловыми трубами и не требующими дополнительных холодильников-излучателей (ХИ). Получены соотношения для оптимальных энергомассовых характеристик СПТ в зависимости от ее теплофизических параметров.

Ключевые слова: высоковольтный плазменный термоэмиссионный диод, система преобразования тока, космическая ядерная энергетическая двигательная установка, электрическая мощность, сеточный ключевой элемент, тепловая труба

Особенности работы термоэмиссионного реактора-преобразователя (ТРП) — высокая рабочая температура до 2 кК и наличие ионизирующих излучений, тепловых потоков предполагают высокие требования к выбору системы преобразования тока (СПТ), ее состава, конфигурации и элементной базы, условия ее функционирования, определяя массогабаритные характеристики космического аппарата [1, 2]. Выходное рабочее напряжение перспективных ТРП электрической мощностью 150...300 кВт составляет 120...150 В, рабочее напряжение маршевой электроракетной двигательной установкой (ЭРДУ), использующей ионные двигатели или двигатели с анодным слоем, — 2500...5000 В, поэтому СПТ должна строиться по схеме: инвертирование напряжения постоянного тока (выходное ТРП) с помощью управляемых вентилях, повышение амплитуды инвертированного напряжения с помощью трансформатора, выпрямление повышенного напряжения с помощью неуправляемых вентилях. Значительную роль в обеспечении функционирования элементов СПТ играет система охлаждения и терморегулирования, именно ее массоэнергетические показатели существенно влияют на величину удельной массы СПТ [3, 4]. Наиболее эффективным будет СПТ с максимально возможной рабочей температурой и наименьшей удельной массой, обеспечивающая согласование электрических параметров ТРП и ЭРДУ.

В данной работе проведены оценки оптимизации массовой и энергетической эффективности СПТ с рабочей температурой ее элементов 600-1000 К, используемой в КЯЭДУ для согласования электрических параметров ТРП и ЭРДУ.

Масса СПТ на основе плазменных вентилях складывается из следующих составляющих: массы силовой части — вентилях, трансформатора и других коммутирую-

щих устройств, системы управления силовой частью (она с достаточной степенью точности может быть выражена в долях от массы силовой части), массы системы теплоотвода потерь электрической мощности на преобразователе [3, 4].

Удельную массу СПТ можно представить как функцию ее электрической мощности и температуры теплоотвода $T_{\text{ХИ СПТ}}$, $\gamma_{\text{В}}$ — удельной массы силовой части СПТ (сеточных ключевых элементов (СКЭ), высоковольтных плазменных термоэмиссионных диодов (ВПТД), высокотемпературных трансформаторов (ВТТ) и ВПТД), ϕ — коэффициента массы системы управления СКЭ, параметров $\eta_{\text{СПТ}}$ — КПД СПТ, $\epsilon_{\text{ХИ СПТ}}$ — степени черноты, $\gamma_{\text{ХИ СПТ}}$ — удельной массы ХИ СПТ.

Особенностью СПТ на основе СКЭ и ВПТД является то, что в инверторе используются «токовые» вентили — СКЭ, разработанные на интегральные токи до 450–500 А, а в выпрямителе — ВПТД, являющиеся вентилями «напряжения», разработанные на напряжение 1500...2500 В. То есть в инверторной части при электрической мощности СПТ 100...200 кВт СКЭ коммутируются параллельно по току, а в выпрямительной части ВПТД — последовательно по напряжению. Отвод тепла от них осуществляется радиаторами охлаждения, выполненными в виде тепловых труб [5], причем $T_{\text{ХИ СПТ}} = T_{\text{ТТ}}$, $\epsilon_{\text{ХИ СПТ}} = \epsilon_{\text{ТТ}}$.

В результате удельную массу СПТ на основе СКЭ и ВПТД можно определить как функцию удельных энергомассовых характеристик его силовых элементов, КПД, напряжений, токов и рабочей температуры: $\gamma_{\text{СКЭ}}$, $\gamma_{\text{ВПТД}}$, $\gamma_{\text{ТТ}}$ — удельные массы СКЭ, ВПТД, трансформатора, $\delta U_{\text{СКЭ}}$, $\delta U_{\text{ВПТД}}$ — потери напряжения в СКЭ и ВПТД, $U_{\text{СКЭ}}$, $U_{\text{ВПТД}}(T_{\text{ТТ}})$ — рабочие напряжения СКЭ и ВПТД, $I_{\text{СКЭ}}$ — рабочий ток СКЭ, $N_{\text{эл. СПТ}}$ — электрическая мощность СПТ, $U_{\text{ВПТД}}^{\text{СПТ}}$ — выходное напряжение СПТ, $\eta_{\text{инверт}}$ — КПД инвертора, $\eta_{\text{выпр}}$ — КПД выпрямителя СПТ, $\rho_{\text{ТТ}}$ — плотность материала ТТ, $\delta_{\text{ТТ}}$ — толщина стенки ТТ.

Следует отметить, что для расчета энергомассовых характеристик СПТ на СКЭ, ВПТД и ВТТ необходимо задать рабочее напряжение инвертора $U_{\text{СКЭ}} = 150$ В, экспериментальные и расчетные данные по напряжению ВПТД от температуры (для цезиевого и бариевого наполнения) [6–8].

Расчеты показывают, что оптимальная температура СПТ лежит в области 600...900 К, что существенно выше рабочей температуры полупроводников, включая и технологию Si–C.

Литература

- [1] Андреев П.В., Жаботинский Е.Е., Никонов А.М. Перспективы использования термоэмиссионных ЯЭУ для межорбитальных перелетов космических аппаратов в околоземном пространстве. Атомная энергия, 1992, т. 73, № 5, с. 346–350.
- [2] Киселев Г.В., Чувило И.В., Шведов О.В. и др. Использование электроядерных установок в перспективной ядерной энергетике. Атомная энергия, 1994, т. 77, № 3, с. 167–174.
- [3] Онуфриева Е.В., Синявский В.В., Онуфриев В.В. Высокотемпературные системы преобразования тока перспективных космических энергодвигательных установок. Известия РАН. Энергетика, 2009, № 4, с. 137–144.
- [4] Онуфриева Е.В., Алиев И.Н., Онуфриев В.В. О выборе оптимального температурного режима преобразователя тока космической энергодвигательной установки. Известия вузов. Машиностроение, 2014, № 7, с. 10–18.
- [5] Ивановский М.Н., Сорокин В.П., Ягодкин И.В. Физические основы тепловых труб. Москва, Атомиздат, 1978, 256 с.
- [6] Onufriev V.V., Grishin S.D. Experimental investigation of electric strength to inverse arc breakdown of a thermionic diode with cesium filling. High Temperature, 1996, vol. 34, no. 3, pp. 477–480.
- [7] Онуфриев В.В., Лошкарев А.И. Зажигание обратного дугового разряда в бариевом термоэмиссионном диоде. Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Естественные науки, 2005, № 1, с. 72.

УДК 537.533.2

Исследование совместной работы двигателя с замкнутым дрейфом электронов и холодного полого магнетронного катода

Подгуйко Николай Андреевич

podguyko.nikolay@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Шилов Сергей Олегович

serega.shilov@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Семенкин Александр Вениаминович

a.v.semenkin@yandex.ru

ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша»

Хохлов Юрий Александрович

y_khokhlov@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Исследована совместная работа двигателя с замкнутым дрейфом электронов и многоступенчатого холодного полого магнетронного катода на криптоне и ксеноне. Произведено сравнение параметров работы двигателя с термоэмиссионным катодом-нейтрализатором на криптоне. Описаны методика эксперимента и оборудование. Получена минимальная величина энергетической цены электрона в многоступенчатом магнетронном катоде на ксеноне, равная 69 эВ, коэффициент использования рабочего тела 38 при разрядном токе двигателя 1,66 А.

Ключевые слова: холодный полый магнетронный катод, термоэмиссионный катод-нейтрализатор, двигатель с анодным слоем, воздух, йод

В настоящий момент ведутся исследования альтернативных рабочих веществ для электроракетных двигателей (ЭРД), например, йода и воздуха [1, 2]. Известно, что современные термоэмиссионные катоды-нейтрализаторы, являющиеся неотъемлемыми узлами ЭРД, чувствительны к чистоте «классического» рабочего газа ксенона и для работы с йодом и воздухом неприменимы [3]. В качестве альтернативы различными авторами предлагаются катоды иных конструкций, не содержащих накаливаемых элементов, чувствительных к предлагаемому рабочим телам. Например, в работах [4–6] приведены результаты исследований ВЧ- и СВЧ-катодов.

Основными критериями эффективности работы катодов-нейтрализаторов ЭРД являются энергетическая цена электрона и коэффициент использования рабочего тела. В работе [4] для катода-нейтрализатора на СВЧ-разряде, работающего на ксеноне, была получена минимальная величина энергетической цены электрона, равная 67 эВ, коэффициент использования рабочего тела 7 при электронном токе 0,5 А.

Альтернативным вариантом решения проблемы чувствительности термоэмиссионных катодов к химически активным веществам может быть холодный полый магнетронный катод (ХПМК), исследования работы которого были опубликованы в [7]. В сравнении с ВЧ и СВЧ-катодом для ХПМК необходим один или несколько источников питания постоянного тока, что должно улучшить электромагнитную совместимость всей двигательной установки с оборудованием космического аппарата. В данной работе представлены результаты исследования работы ХПМК совместно с экспериментальной моделью двигателя с анодным слоем (ДАС).

Испытания проводились на электровакуумном стенде МГТУ им. Баумана ЭРД-4,5 [8]. Модель ДАС, разработанная в МГТУ, имела диаметр ускорительного канала 38 мм [9]. В качестве катода-нейтрализатора применялись два варианта: многоступенчатый ХПМК и термоэмиссионный катод-нейтрализатор. Термоэмиссионный катод-нейтрализатор представлял собой лабораторный газоразрядный катод с накаливаемой вольфрамовой нитью, собственной газоразрядной камерой и вытяжным электродом.

Метод исследования заключался в измерении рабочих параметров устройств таких как: напряжения и токи разрядов, тяга двигателя и потенциалы корпусов и плазмы относительно земли при различных расходах рабочего тела через катод. В каждой экспериментальной точке оптимизировали токи в катушках двигателя и напряжения на разных ступенях ХПМК. Работу устройств исследовали в двух вариантах электрического подключения. В первом варианте корпуса ДАС и катодов были подключены к заземленной камере через высокое сопротивление вольтметра, во втором — накоротко.

В результате исследования было проведено сравнение работы ДАС с ХПМК и термоэмиссионным катодом. Были получены сравнимые величины тяги и потенциалов корпусов устройств при варианте их подключения к камере через вольтметр, что может свидетельствовать об одинаковом «качестве» компенсации заряда пучка двигателя для обоих катодов при заданных расходах и мощностях. При расходе криптона через ДАС 1,5 мг/с и напряжении разряда двигателя 300 В для термоэмиссионного катода с расходом криптона 0,1 мг/с ток разряда двигателя составил 2,07 А, величина тяги — $17,9 \pm 0,7$ мН, потенциал корпусов ДАС и катода при этом составил -29,9 В относительно заземленной камеры. При том же расходе криптона и напряжении ДАС для ХПМК с расходом криптона 0,29 мг/с ток разряда двигателя составил 2,14 А, величина тяги — $18,7 \pm 0,7$ мН, потенциал корпусов ДАС и катода при этом составил -29,8 В относительно заземленной камеры.

Как и ожидалось недокомпенсация ионного пучка, например, при снижении тока накала вольфрамовой нити термоэмиссионного катода-нейтрализатора или снижения расхода рабочего газа через ХПМК, приводит к снижению тяги, что можно объяснить возрастанием потенциала на «плазменном мосте» и снижению ускоряющего напряжения ДАС. Также возрастает величина отрицательного потенциала корпусов относительно камеры при подключении к ней последних через вольтметр.

При работе на газе ксеноне была получена минимальная энергетическая цена электрона в многоступенчатом ХПМК, равная 69 эВ, коэффициент использования рабочего тела 38 при разрядном токе двигателя 1,66 А. Достигнутые параметры сравнимы с аналогичными холодными катодами, например, на СВЧ-разряде [4].

Полученные данные показывают, что разработанный ХПМК может успешно работать совместно с двигателем с замкнутым дрейфом электронов, обеспечивая достаточное количество электронов как для поддержания разряда двигателя, так и для компенсации заряда ионного пучка. Энергетическая цена электрона в использованном образце ХПМК превышает 2–2,5 раза аналогичные показатели наиболее отработанных полых термоэмиссионных катодов, однако является технически приемлемой для практического использования. Совершенствование ХПМК не завершено и будет продолжено для дальнейшего улучшения газовой и энергетической эффективности.

В целом проведенные исследования показывают, что холодный полый магнетронный катод может быть успешно использован в качестве катода-нейтрализатора ЭРД. Такой катод в значительно меньшей степени подвержен воздействию химически активных веществ и при соответствующем подборе материалов также может быть перспективным для применения с ЭРД на нестандартных топливах, таких как воздух

или йод. На текущем этапе разработки данный катод уже не уступает альтернативным плазменным катодам по энергетическим характеристикам, например, катодам на СВЧ-разряде.

Работа поддержана Фондом содействия развитию малых форм предприятий в научно-технической сфере (договор № 4468ГC1/72631 от 15.02.2022).

Литература

- [1] Rafalskiy D., Martinez J.M., Hahl L., Zorzoli R.E., Proynov P., Boré A., Aanesland A. In-orbit demonstration of an iodine electric propulsion system. *Nature*, 2021, pp. 1–5.
- [2] Духопельников Д.В., Ивахненко С.Г., Рязанов В.А., Шилов С.О. О возможности использования холловского двигателя на забортном воздухе для удержания космического аппарата на низкой околоземной орбите. *Наука и образование: научное издание МГТУ им. НЭ Баумана*, 2016, № 12, с. 57–71.
- [3] Goebel D.M., Katz I. *Fundamentals of electric propulsion: ion and hall thrusters*. John Wiley & Sons, 2008, vol. 1, p. 486.
- [4] Nishiyama K. et al. Operational Characteristics of a Microwave Discharge Neutralizer for the ECR Ion Thruster $\mu 20$. 31st International Electric Propulsion Conference, Ann Arbor, MI, USA, 2009.
- [5] Watanabe H. et al. Performance evaluation of radio frequency plasma cathodes for Hall thrusters. *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Aerospace Technology Japan*, 2016, vol. 14, no. ists30, pp. Pb_77–Pb_82.
- [6] Кожевников В.В. и др. Экспериментальное исследование работы катода-нейтрализатора с высокочастотным разрядом. *Известия Российской академии наук. Энергетика*, 2018, № 3, с. 12–21.
- [7] Подгуйко Н.А., Марахтанов М.К., Семенкин А.В., Хохлов Ю.А. Исследование холодного полого магнетронного катода для электроракетного двигателя. *Вестник Московского авиационного института*, 2022, т. 29, № 1, с. 109–117.
- [8] Манегин Д.С., Плотникова О.П., Рязанов В.А. Электровакуумный стенд для испытаний электроракетных двигателей малой мощности. *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. 1, с. 309–312.
- [9] Plokhikh A.P. et al. Spectral Characteristics of Self-Emission from Electric Thrusters with Closed Electron Drift in the Radio-Frequency Band for Various Propellants. *Cosmic Research*, 2022, vol. 60, no. 5, pp. 358–365.

УДК 621.455.4

Системы хранения и подачи рабочего тела электроракетной двигательной установки с возможностью использования газов внешней атмосферы

Свистунов Кирилл Константинович

kir19092001@mail.ru

АО «Корпорация «ВНИИЭМ»

Чернова Мария Юрьевна

theskydreammary@gmail.com

АО «Корпорация «ВНИИЭМ»

Бондаренко Дмитрий Алексеевич

i@dbondarenko.ru

АО «Корпорация «ВНИИЭМ»

Маринин Сергей Юрьевич

otdel34@mcc.vniiem.ru

АО «Корпорация «ВНИИЭМ»

В настоящее время перед специалистами ракетно-космической промышленности стоит актуальная задача по освоению сверхнизких околоземных орбит. Одним из перспективных направлений по решению данной задачи является создание космического аппарата, использующего газы внешней атмосферы в качестве рабочего тела. В работе рассмотрена система хранения и подачи рабочего тела в электроракетной двигательной установке такого аппарата. Проведена работа по разработке комбинированной схемы электроракетной двигательной установки, работающей совместно с устройством забора атмосферных газов на базе элементов, прошедшие летные испытания, и предназначенной для космического аппарата с высотой орбиты до 250 км

Ключевые слова: электроракетная двигательная установка, космический аппарат, рабочее тело, атмосферные газы, термодроссель, электромагнитный клапан, устройство забора атмосферных газов

Использование внешних атмосферных газов в качестве рабочего тела электроракетной двигательной установки космического аппарата на сверхнизких орбитах (порядка 250 км) имеет ряд преимуществ [1]. Одним из которых является уменьшение системы хранения и подачи рабочего тела (СХП РТ) путем сокращения запасаемого на КА количества рабочего тела. В данной работе рассмотрено схемное решение и состав СХП РТ, а также сформировано направление по созданию логики управления для прямоточного электроракетного двигателя (ЭРД). Прямоточный ЭРД использует устройство забора атмосферных газов (УЗАГ), что позволяет увеличить срок активного существования (САС) за счет использования внешних атмосферных газов. В работе [2] проведен анализ принципиальной возможности использования разряженных газов атмосферы в качестве рабочего тела используя стандартную модель атмосферы Земли.

Разработанное схемное решение СХП РТ основано на существующих технических решениях, реализованных в рамках проекта КА «Канопус-В» [3]. Элементы СХП РТ корректирующей двигательной установки КА «Канопус-В» продемонстрировали безотказную работу элементов конструкции, входящих в нее. Основное назначение корректирующей двигательной установки КА «Канопус-В» — поддержание орбиты на высотах, где аэродинамические и другие внешние факторы не оказывают существенного влияния на высоту орбиты. Это требует только плавного, периодического

включения ЭРДУ. Однако данная конструкция будет неэффективна на сверхнизких орбитах, где требуется высокое быстродействие и точность расхода рабочего тела. Использование в настоящее время термоэлементов (термодросселей), рассмотренные в работе [4], увеличивает показатели инерционности системы, вследствие чего отсутствует возможность достижения требуемых параметров расхода. В предлагаемой системе предполагается замена данных элементов на электромагнитные клапаны, имеющие летную квалификацию.

Для решения данной задачи было разработано схемное исполнение, в которое включены два блока однообразных электромагнитных клапанов на основной и резервный двигатели. После клапанов устанавливаются жиклеры, отличающиеся своими характеристиками, позволяющие точно регулировать подачу рабочего тела в двигатель КА для эффективного поддержания целевой орбиты. Параллельно с СХП РТ к основному электроракетному двигателю присоединяется устройство забора атмосферных газов для использования внешних атмосферных газов в качестве рабочего тела. Разработанное схемное решение предполагает возможность совместного использования СХП РТ и УЗАГ в случае недостаточного сбора внешних атмосферных газов. Для нейтрализации полученного от двигателя потока ионов предполагается использование катода-нейтрализатора (термоэмиссионный катод не рассматривается по причине большого энергопотребления). В виду значительного усложнения системы при подаче собираемых атмосферных газов в катод-нейтрализатор и низком уровне отработанности данного устройства, в предложенной схеме рабочее тело подается исключительно от СХП через отдельную магистраль, включающую в себя два однотипных электромагнитных клапана и последовательно установленных жиклеров. При необходимости быстрого перемещения по сверхнизкой орбите в работу включается резервный двигатель одновременно с основным, который работает исключительно от своего клапанного блока.

Система хранения и подачи рабочего тела, рассмотренная в настоящей работе, является оптимальным решением в части создания прямоточной электроракетной двигательной установки. Предложенная схема СХП РТ снижает показатели инерционности системы за счет использования клапанных блоков взамен термоэлементов (термодросселей). Это позволяет обеспечивать точный расход рабочего тела, что является одним из основных критериев точной работы ЭРД. Также немаловажными преимуществами являются быстрое перемещение по заданной орбите, резервирование работы основного двигателя и устанавливать синхронную работу двух двигателей. Оценочная вероятность работы 0,95 (исходя из использования компонентов, прошедших летные испытания). На данный момент идет работа по созданию логики управления данного схемного решения.

Литература

- [1] Jones K., Spektor R. A breath of fresh air: Air-scooping electric propulsion in very low Earth orbit. The Aerospace Corporation, Center For Space Policy And Strategy, 2021, 15 p.
- [2] Бондаренко Д.А. Использование разреженных газов атмосферы Земли в качестве рабочего тела для электроракетной двигательной установки. Вопросы электромеханики. Труды ВНИИЭМ, 2021, vol. 184, no. 5, pp. 7–13.
- [3] Горбунов А.В., Ходненко В.П., Хромов А.В. и др. Система коррекции орбиты малого космического аппарата дистанционного зондирования «Канопус-В». Вопросы электромеханики. Труды ВНИИЭМ, 2012, vol. 126, pp. 19–24.
- [4] Королев С.К., Козубский К.Н., Комаров Г.А., Кондаков Ю.Г. Система подачи рабочего тела плазменных ускорителей (варианты). Патент № 2032282 Российская Федерация, 1995, 12 с.

УДК 629.785:620.9:621.039

Тенденции развития энергодвигательных систем космических аппаратов различного назначения

Солодухин Александр Евгеньевич

Alexander.Solodukhin@gmail.com

АО ГНЦ "ЦЕНТР КЕЛДЫША"; МГТУ им. Н.Э. Баумана

Семенкин Александр Вениаминович

a.v.semenkin@yandex.ru

АО ГНЦ "ЦЕНТР КЕЛДЫША"; МГТУ им. Н.Э. Баумана

Захаренков Леонид Эдуардович

leonzzz@mail.ru

АО ГНЦ "ЦЕНТР КЕЛДЫША"

Каревский Андрей Владимирович

101310-1@kerc.msk.ru

АО ГНЦ "ЦЕНТР КЕЛДЫША"

Цветков Андрей Георгиевич

A.G.Tsvetkov@kerc.msk.ru

АО ГНЦ "ЦЕНТР КЕЛДЫША"

Рассмотрены особенности применения современных и перспективных космических аппаратов различного класса и назначения. Показано, что актуальными направлениями в настоящее время являются: развертывание многоспутниковых орбитальных группировок связи и дистанционного зондирования Земли на базе малых космических аппаратов; коммерческое использование космических аппаратов среднего и тяжелого классов для обеспечения связи и дистанционного зондирования Земли; создание пилотируемых/посещаемых околоземных и окололунных орбитальных станций; создание мощных межорбитальных и межпланетных буксиров. Выполнен анализ требований к энергодвигательному обеспечению космических аппаратов различного назначения. Приведен обзор основных составляющих и технологий энергодвигательных систем космических аппаратов.

Ключевые слова: космический аппарат, электроракетный двигатель, энергодвигательная система, система электропитания

Современные космические аппараты существенно различаются по целевому назначению, приоритетным требованиям к их созданию и эксплуатации:

- появился обширный класс космических аппаратов, объединяемых в крупномасштабные спутниковые группировки: Starlink, OneWeb, Сфера; GPS, Глонасс, Iridium и др.;
- значительно возросло использование космических аппаратов (КА) класса Cubsat;
- сохранилась и упрочилась необходимость использования средних и тяжелых энерговооруженных КА для обеспечения дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ);
- постоянно растет потребность в высокорбитальных КА связи и ретрансляции;
- развиваются услуги по обслуживанию и дозаправке тяжелых КА, очистке наиболее востребованных орбит от отработавших КА и космического мусора;
- сформированы и реализуются планы создания новых пилотируемых околоземных орбитальных станций и станций на окололунной орбите.

Поэтому и в энергодвигательных системах КА также наметились существенные различия в направлениях развития.

В работе проведен анализ требований, предъявляемых к энергодвигательным системам космических аппаратов, по нескольким критериям:

- выполнения технической задачи исходя из назначения КА;
- обеспечения требуемого объема и темпа производства;
- доступности материалов, комплектующих и используемого рабочего вещества двигательных установок (ДУ).

Приведено описание перспективных технических решений энергодвигательных систем КА на основе:

- солнечной энергетики с использованием арсенид-галлиевых и кремниевых фотоэлектрических преобразователей (ФЭП), в том числе гибких солнечных батарей (СБ);
- ядерных энергодвигательных установок [1];

Рассмотрены возможности и перспективы использования двигателей и двигательных установок различных типов:

- химических и газовых двигателей;
- импульсных электрических и лазерных электроракетных двигателей (ЭРД);
- ионных, холловских и магнитоплазменных ЭРД, использующих различные рабочие вещества;
- электростатических (коллоидных и на основе полевой эмиссии ионов) ЭРД.

Приведены предпочтительные технические решения реализации энергодвигательной системы для каждого класса КА (группировки КА) [2–4].

Показано, что ограниченные объемы производства ксенона, используемого в ДУ современных тяжелых спутников-ретрансляторов, как для многоспутниковых группировок, так и для уникальных миссий по исследованию дальнего космоса, ведут к необходимости перехода на альтернативные рабочие вещества — криптон и другие инертные газы, конденсирующиеся вещества, в том числе, сложномолекулярные (в перспективе).

Обеспечение тяжелых и межорбитальных буксиров солнечными батареями требует перехода либо к гибким СБ с большой плотностью мощности под обтекателем, либо развития технологий роботизированной сборки крупногабаритных СБ на орбите с использованием робототехники.

Расширение объемов применения и, соответственно, темпа производства ФЭП и аккумуляторных батарей для коммерческих КА влечет за собой целесообразность перехода на изделия, первоначально не предназначенные для космического применения. Показано, что такой переход влечет за собой снижение удельной мощности СБ и энергоемкости аккумуляторных батарей примерно в два раза, однако позволяет многократно снизить стоимость изделий и обеспечить высокий темп производства. При этом увеличение массы КА не приводит к неприемлемому ухудшению его массогабаритных параметров в целом.

Показано, что совместная оптимизация системы электропитания и электроракетной двигательной установки дает возможность повышения характеристик и возможностей КА в целом.

Заключение

Приведено описание перспективных технических решений по энергодвигательным системам КА различного класса и назначения. Приведены предпочтительные технические решения реализации энергодвигательной системы для каждого класса

КА (группировки КА). Показано, что совместная оптимизация системы электропитания и электроракетной двигательной установки дает возможность повышения характеристик и возможностей КА в целом.

Литература

- [1] Koroteev A.S., Karevskiy A.V., Lovtsov A.S., Selivanov M.Yu., Semenkin A.V., Solodukhin A.E., Zakharenkov L.E. Study of operation of power and propulsion system based on closed brayton cycle power conversion unit and electric propulsion. Proceedings of 36th International Electric Propulsion Conference, IEPC-2019-A187, Austria, 2019. URL: <https://www.researchgate.net/publication/336604536> (accessed September 15, 2022).
- [2] Gafarov A.A., Drondin A.V., Zakharenkov L.E. et al Service Systems of Small Spacecrafts. AIP Conference Proceedings, 2021, vol. 2318, art. 040001. DOI: <https://doi.org/10.1063/5.0035980> (accessed February 22, 2021).
- [3] Zakharenkov L.E., Semenkin A.V., Solodukhin A.E. Concept of Electric Propulsion Realization for High Power Space Tug. Progress in Propulsion Physics, 2016, vol. 8, pp. 165–180. URL: <https://doi.org/10.1051/eucass/201608165> (accessed September 15, 2022).
- [4] Дрондин А.В., Протасов А.М., Семенкин А.В., Шевдин А.А., Янчур С.В. Тенденции развития солнечных энергетических систем космических аппаратов Часть 1. Современные разработки в области солнечных батарей. Космонавтика и ракетостроение, 2021, № 6 (123), с. 105–119.

УДК 629.7.036.73

Модель двигательной установки для наноспутника на основе твердотельного лазера

Станкус Дмитрий Александрович
КНИТУ–КАИ им. А.Н. Туполева

basketballist2000@yandex.ru

Сочнев Александр Владимирович
КНИТУ–КАИ им. А.Н. Туполева

sochnev.aleksandr@inbox.ru

Лапшин Сергей Викторович
КНИТУ–КАИ им. А.Н. Туполева

viktorinna@inbox.ru

Рассмотрен актуальный в настоящее время вопрос управления малыми космическими телами, в том числе наноспутниками. В данной работе приведена модель двигательной установки на основе твердотельного лазера, работающего в импульсном режиме. Описаны компоненты системы, а также проведен анализ по преимуществам некоторых из них. Сделаны выводы о дальнейшем улучшении системы, путем замены составляющих на более эффективные и малогабаритные, что является важнейшим условием для применения в спутниках с ограниченными размерами.

Ключевые слова: лазерная абляция, наноспутник, двигательная установка, космос, абляция

Согласно статистике количество космического мусора размером больше 10 сантиметров приближается к 20 тысячам, а их суммарная масса к 8 тыс. т, большинство из этого — обломки космических аппаратов [1]. При столкновении спутников Iridium-33 и «Космос-2251» в 2009 году в космическом пространстве появилось больше 600 осколков размером более 5 см и несколько тысяч более мелких [2].

Для малых спутников Земли столкновение с таким мусором станет критическим. Изменение орбиты необходимо для корректной работы и выполнения поставленных задач перед спутником, поэтому вопрос управления космическими аппаратами малых размеров актуален.

Предлагается использовать абляционную лазерную двигательную установку для изменения орбиты малого космического спутника, состоящую из лазера, системы подачи рабочего тела, конического сопла и элементов охлаждения. Двигательная установка такого типа имеет ряд преимуществ и, как показали расчеты, при активной эксплуатации экономически выгоден, что весьма важно для космических систем [3].

Используется твердотельный лазер ламповой накачки с рабочей средой в виде кристалла алюмоиттриевого граната, легированного неодимом. Длина волны 1064 нанометров относится к инфракрасной области спектра, способствующей аблированию рабочего тела темного цвета, в отличие от длины волны 532 нанометров желто-зеленой области спектра. Лазер может работать в непрерывном и импульсном режиме. Одна из проблем — низкая степень поглощения излучения накачки, что способствует большому тепловыделению и высокому энергопотреблению. Поэтому принято решение использовать единичные импульсы для аблирования рабочего тела, применяя водяное охлаждение. Твердотельные лазеры с ламповой накачкой имеют ряд преимуществ: большая энергия импульса, высокое качество излучения, получение пятна маленького размера, которое позволит прецизионно фокусироваться на рабочем теле.

В перспективе чтобы уменьшить габариты и энергопотребление лазерной двигательной установки потребуется переход с ламповой на диодную накачку. Данная работа в виду сложности выделена как отдельный этап.

По предварительным исследованиям, максимальную тягу в импульсных лазерных ракетных двигателях следует ожидать от конических сопел [4].

Существует несколько способов подачи рабочего тела: цилиндрическая (абляция твердого тела) [5], ленточная [6], жидкостная. В данной двигательной установке используется ленточный механизм подачи рабочего тела — графита, нанесенного на прозрачную для лазерного излучения пленку. При импульсной работе лазерной установки происходит абляция графита с последующим образованием реактивной струи, направленной перпендикулярно к плоскости ленты. Для автоматической работы двигательной установки требуется механизм для перемещения ленты с рабочим телом. Аблированный графит поступает в коническое сопло, где реактивная струя увеличивает скорость истечения и принимает заданное направление.

Система охлаждения спроектирована для лабораторных работ в условиях атмосферы Земли. Позволяет использовать двигательную установку в импульсном режиме с разной частотой, не перегревая рабочую среду лазера. Система охлаждения включает в себя алюминиевый блок водяного охлаждения, радиатор, вентилятор, мембранный насос, элемент Пельтье. Мембранный насос имеет ряд преимуществ по сравнению с центробежным насосом: отсутствие вращающихся, подверженных трению составляющих; высокая степень герметичности; широкий температурный диапазон перекачки; возможность работы на «сухом ходу». К достоинствам охлаждения элементами Пельтье можно отнести маленькие размеры всей системы, что положительно скажется на возможности расположения большей полезной нагрузки в спутнике.

Работа выполнена при финансовой поддержке фонда содействия инновациям по программе «УМНИК-21» (договор № 17664ГУ/2022).

Литература

- [1] Мусорный пояс //N+1. URL: nplus1.ru/material/2018/04/03/space-debris (дата обращения 22.10.2022).
- [2] Что такое космический мусор и чем он опасен для жителей земли. RBC. URL: trends.rbc.ru/trends/green/608044f79a79473d011318f1 (дата обращения 23.10.2022).
- [3] Зиганшин Б.Р., Сочнев А.В. Существующие концепции и обзор экспериментальных исследований лазерного ракетного двигателя. Вестник Московского государственного технического университета им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение, 2021, № 1 (136), с. 20–52. DOI: <https://doi.org/10.18698/0236-3941-2021-1-20-52>
- [4] Саттаров А.Г., Бикмучев А.Р., Сочнев А.В., Зиганшин Б.Р. Исследование импульса тяги лазерного ракетного двигателя, предназначенного для систем ориентации и стабилизации космических аппаратов с малой массой. К.Э. Циолковский и прогресс науки и техники XXI века. Матер. 56-х науч. чтений, посвященных разработке научного наследия и развитию идей К.Э. Циолковского. Калуга, 2021, с. 238–241.
- [5] Бункин Ф.В., Прохоров А.М. Использование лазерного источника энергии для создания реактивной тяги. УФН, 1976, т. 119, № 3. DOI: <https://doi.org/10.3367/UFNr.0119.197607b.0425>
- [6] Phipps C.R., Luke J.R., McDuff G.G., Lippert T. Laser Ablation Powered Mini-Thruster. SPIE Conference Proceedings, 2002, vol. 4760, Society of Photo-Optical Instrumentation Engineers, Bellingham, WA, 2002, pp. 833–842. DOI: <https://doi.org/10.1117/12.482038>

УДК 621.455.4

Испытательный стенд для отработки составных частей электроракетной двигательной установки с использованием внешних атмосферных газов

Ходов Александр Андреевич
АО «Корпорация «ВНИИЭМ»

sashakhodov@mail.ru

Бондаренко Дмитрий Алексеевич
АО «Корпорация «ВНИИЭМ»

i@dbondarenko.ru

Маринин Сергей Юрьевич
АО «Корпорация «ВНИИЭМ»

otdel34@mcc.vniiem.ru

Использование внешних атмосферных газов в качестве рабочего тела космических аппаратов вызывает большой интерес специалистов, в виду возможности потенциального увеличения полезной нагрузки и срока активного существования космического аппарата, а также снижения материальных затрат на разработку и выведение аппарата на целевую орбиту. В данной работе предложена схема испытательного стенда для отработки узлов электроракетных двигательных установок, использующих внешние атмосферные газы в качестве рабочего тела, а также предложены устройства и подсистемы, необходимые для проведения комплексных испытаний.

Ключевые слова: атмосферные газы, космический аппарат, устройство забора атмосферных газов, электроракетный двигатель, двигательная установка, имитатор набегающего потока, источник заряженных частиц

Стремительное развитие космической отрасли и технологий способствует оптимизации массогабаритных характеристик и экономических затрат на создание и выведение полезной нагрузки космических аппаратов (КА) в сторону их снижения. Наличие на КА системы хранения и подачи рабочего тела (РТ) электроракетной двигательной установки (ЭРДУ) — ксенона или криптона — приводит к неизбежному увеличению массы всех остальных систем: управления, преобразования, электропитания.

В последнее время возрастает интерес к использованию низкоорбитальных КА различного назначения, достоинствами которых является низкая цена выведения на орбиту и повышенное разрешение целевой аппаратуры, что отмечено в работе [1]. Однако при снижении высоты орбиты космических аппаратов возрастает концентрация газов остаточной атмосферы Земли, и связанное с этим аэродинамическое торможение аппарата, что приводит к уменьшению срока его активного существования. Для перспективных низкоорбитальных аппаратов представляет интерес возможность использования в качестве рабочего тела остаточных газов верхних слоев атмосферы, так как в этом случае снимается одно из ограничений для срока активного существования КА — запас рабочего тела двигателя [2].

Использование заборного воздуха в качестве рабочего тела КА при усовершенствовании системы хранения и подачи РТ, в составе которой предполагается применение отработанных элементов, приведет к снижению массы, габаритов, стоимости, энергопотребления аппарата, и увеличит срок его активного существования на орбите. Помимо этого, траектория полета КА расположена на низкой околоземной орбите,

что позволяет выполнять целевые задачи с высокой точностью без риска выхода из строя КА из-за космического мусора или радиации.

Несмотря на перечисленные преимущества альтернативного рабочего тела, необходимо учитывать, что остаточная атмосфера на разных высотах имеет разные физико-химические свойства, по сравнению с традиционно используемыми газами (ксенон, криптон, их смесь), поэтому происходящие в таком электроракетном двигателе процессы могут принципиально отличаться от уже отработанных устройств. Такие отличия могут привести к изменению выходных тягово-энергетических характеристик и, соответственно, режимов работы двигательной установки [3].

В данной работе авторами предложена схема испытательного стенда для проверки работоспособности и проведения испытаний двигательной установки, работающей на внешних атмосферных газах. В работе [4] отражены результаты проведения экспериментальных исследований на специальном стенде, созданном для проведения испытаний электроракетного двигателя с устройством забора атмосферных газов (УЗАГ). Однако в работе отсутствуют средства подтверждения параметров имитированного потока на входе в УЗАГ, что предлагается внедрить в разработанную схему стенда.

Предложенная в настоящей работе схема состоит из вакуумной камеры, системы вакуумных насосов, для создания разрежения внутри камеры, системы измерения давления в камере, и систем регулировки и управления параметрами испытываемого двигателя [5]. В добавок к этому используется система подачи рабочего тела (СПРТ) и система контроля и измерения ее параметров.

Наибольший интерес представляет система подачи рабочего тела. В предложенной схеме главным элементом СПРТ является имитатор набегающего потока (ИНП), состоящий из источника заряженных частиц и сеточного распределителя. Имитируемый поток (атмосферные газы по составу идентичные высоте размещения КА) поступает в двигательную установку, через УЗАГ, осуществляющее сбор и сжатие набегающего потока с последующей подачей в газоразрядную камеру электроракетного двигателя.

Для корректного исследования работы двигательной установки требуется система контроля и измерения параметров СПРТ: концентрации, температуры и скорости смеси атмосферных газов на выходе из ИНП. В предложенной схеме допускается возможность использования как зондовой диагностики, так и масс-спектро스코пии. Система должна выдерживать параметры по одной из существующих моделей верхних слоев атмосферы, предложенных в [6]. В дальнейшей работе планируется использование модели NRLMSISE-00, подробное описание которой представлено в [7]. В отечественной практике вопрос использования разреженных газов атмосферы Земли рассмотрен в работе [8], где также рассматривалась стандартная модель атмосферы NRLMSISE-00.

Разработанная схема испытательного стенда включает в себя все необходимые элементы для осуществления экспериментальной отработки двигательной установки, использующей в качестве РТ внешние атмосферные газы, что позволит проверить технические решения и перейти на следующий этап создания перспективных низкоорбитальных КА.

Литература

- [1] Каткалов В. Б., Морозова М. Л. Унифицированные платформы космических аппаратов зарубежных государств. Воздушно-космическая сфера, 2021, № 3, с. 86–96.

- [2] Гордеев С.В., Канев С.В., Суворов М.О., Хартов С.А. Оценка параметров прямоточного высокочастотного ионного двигателя. Труды МАИ, 2017, вып. 96, 23 с.
- [3] Рязанов В.А., Шилов С.О. Прямоточный воздушный двигатель с азимутальным дрейфом электронов для низкоорбитальных спутников. Самара, Изд-во Самар. ун-та, 2017, с. 420–421.
- [4] Ferrato E., Giannetti V., Piragino A. et. al. Development roadmap of SITAL's RAM-EP system. The 36th International Electric Propulsion Conference. Austria, University of Vienna, 2019, 18 p.
- [5] Гордеев С.В. Газоразрядная камера прямоточного высокочастотного ионного двигателя. Дис. ... канд техн. наук. Москва, МАИ, 2022, 127 с.
- [6] Эмпирические модели верхней атмосферы. URL: https://uamod.wordpress.com/keywords/empirical_models/ (дата обращения 28.11.2022).
- [7] 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, 2002, vol. 107, no. A12, 16 p.
- [8] Бондаренко Д.А. Использование разреженных газов атмосферы Земли в качестве рабочего тела для электроракетной двигательной установки. Вопросы электромеханики. Труды ВНИИЭМ, 2021, т. 184, № 5, с. 7–13.



Секция 5. ПРИКЛАДНАЯ НЕБЕСНАЯ МЕХАНИКА И УПРАВЛЕНИЕ ДВИЖЕНИЕМ

УДК 629.7

Ученый, педагог, гражданин

Овчинников Михаил Юрьевич

ovchinni@keldysh.ru

Институт прикладной математики имени М.В. Келдыша РАН

Доклад посвящен памяти Виктора Васильевича Сазонова (1951–2022), доктора физико-математических наук, главного научного сотрудника Института прикладной математики имени М.В. Келдыша Российской академии наук, профессора кафедры теоретической механики и мехатроники Московского государственного университета имени М.В. Ломоносова — известного ученого в области механики космического полета, внесшего значительный вклад в теорию и практику управления угловым и поступательным движением космических аппаратов и орбитальных станций, робототехнических систем.

Ключевые слова: угловое и орбитальное движение, гравитационная ориентация, определение углового и орбитального движения по показаниям датчиков, управление угловым движением

Ученый, педагог, гражданин

В любые времена существования общества, будь то быстрое развитие и интенсивное движение вперед или застой с медленным топтанием на месте, востребованы личности, которые обеспечивают прорыв вперед или поддерживают систему в столь непростые времена. Именно такой личностью и был Виктор Васильевич Сазонов — ученый, педагог, организатор. После окончания с отличием Московского физико-технического института в 1974 году он был принят на работу в легендарный отдел № 5, руководимый Д.Е. Охоцимским, Института прикладной математики АН СССР. Здесь, среди плеяды выдающихся ученых-механиков современности, Виктор Васильевич прошел путь от стажера-исследователя до главного научного сотрудника, с блеском защитил две диссертации и был избран профессором по специальности «теоретическая механика».

Целеустремленность, энциклопедическая память, цепкий ум, постоянная тяга к самосовершенствованию, фантастическая работоспособность способствовали занятию им лидирующих позиций в решении сложных и актуальных задач по механике космического полета, а затем и в динамике робототехнических систем. Вначале задачи ставились старшими коллегами, среди них был его учитель В.А. Сарычев, а потом Виктор Васильевич ставил задачи уже сам, щедро делясь ими со своими коллегами и многочисленными учениками. Задач было много. Их разнообразие поражало воображение. Особенно удавалось ему решение прикладных проблем [1–4].

Глубокое понимание механики и физики наряду с прочным фундаментом по математике позволяли строить математические модели, описывающие динамику широкого круга космических и робототехнических систем, не только достоверно описыва-

ющие физические явления, но и допускающие получение решений зачастую весьма изощренными методами математики. Один из его старших коллег говорил, что «настоящий ученый не останавливается в выборе метода, который приводит к решению поставленной задачи», и Виктор следовал этому. Развитие методов доставляло ему истинное наслаждение — из-под его пера выходили новые теоремы и алгоритмы, а пальцы без усталы жали вначале клавиатуру устройства Джуки для подготовки перфокарт, а потом уже и персональных компьютеров и ноутбуков, заставляя последних считать и считать. Программы для расчетов он писал сам, сам их отлаживал и гордился этим. Физические модели превращались в уравнения, уравнения трансформировались в программные операторы, компьютер выдавал графики, расширявшие области применимости формул, полученных с использованием самых совершенных математических методов. Он называл себя ремесленником. Так оно и было — виртуозно выполнял трудную и нужную работу ученого, ученого-прикладника, целью которого было не демонстрация красивого и эффектного результата, хотя это ему было тоже не чуждо, а получение результата, объясняющего как и почему именно так летит космический аппарат или как надо им управлять, чтобы он полетел как и куда требуется. В смысле научной работы он был самодостаточен — постановка задачи, выбор или разработка метода ее решения, создание модели, ее анализ аналитическими и численными методами, выводы и заключение ложились на его плечи. Лишь обсуждение задачи и полученных результатов с заказчиками из промышленности были «входом» и «выходом» его интеллектуального коридора.

В круге его интересов вначале лежали задачи, царившие в группе В.А. Сарычева, это угловое движение спутников с пассивными системами ориентации — гравитационными, магнитными, аэродинамическими, стабилизированные собственным вращением [5]. Для оптимизации их быстродействия им были детально исследованы типовые характеристические уравнения. Особенности спутников с магнитными системами ориентации, а в дальнейшем и спутники-гиростаты нашли также свое отражение в доказанных теоремах о существовании периодических решений дифференциальных уравнений с большим параметром. И вообще, уравнения с периодическими коэффициентами прошли широкой тропинкой по полю его интересов — были доказаны теоремы об существовании их решений для определенного класса уравнений, разработаны эффективные численные методы для их построения, успешно апробированные еще на машинах класса БЭСМ-6, а потом уже и на современных вычислительных средствах, защищена не одна диссертация его коллег, а потом и учеников.

Эти решения позволили представить и исследовать номинальные движения широкого класса космических систем. В частности, были решены задачи гравитационной ориентации орбитальных станций Салют-6, Салют-7, МИР, МКС в различных инерционно-геометрических конфигурациях, ставшими штатными режимами их углового движения. Были предсказаны эволюция углового движения и финальная ориентация неуправляемой в течение длительного времени станции Салют-7, что несомненно в дальнейшем способствовало ее переводу в рабочее состояние космонавтами Джанибековым и Савиных. Переход на обеспечение ориентации орбитальных станций гиродинами не прошел мимо Виктора Васильевича. И, вообще, задачи управления угловым движением космических аппаратов с использованием пассивных, полупассивных и активных методов применительно к конкретным аппаратам, разрабатывавшимся организациями отечественной космической отрасли, были его «коньком». Здесь не было ему равных. Проблема определения ориентации с использованием широкого класса датчиков углового движения — магнитометров, солнечных датчиков и токо-

сьема с солнечных батарей, датчиков угловых скоростей, акселерометров, звездных датчиков, была решена, начиная с орбитальных станций и заканчивая малогабаритными спутниками. Интересные задачи появились с началом проведения технологических экспериментов на орбитальных станциях и КА «Фотон» по определению уровня микрогравитации и они были с блеском решены.

За эти работы В.В. Сазонов с соавторами был удостоен престижной премии РАН им. К.Э. Циолковского. Не остались за пределами области его интересов и более экзотические задачи — развертывание тросовой системы, полет с солнечным парусом к Марсу (проект Космическая регата), обработка траекторных измерений и определение орбитальных параметров КА, определение динамических характеристик МКС и геостационарных аппаратов [5], исследование эволюции объектов космического мусора, перелет с малой тягой к Юпитеру, управление угловым движением КА «Луна-Глоб» [6], и конечно, запуск и успешный полет первой отечественной научной станции «Спектр-РГ» в точку либрации L_2 системы Солнце — Земля [7] не состоялся бы без деятельного участия Виктора Васильевича. За что бы он не брался, у него все получалось. Его постоянно окружала молодежь. Молодые парни и девчонки помогали ему решать сложные задачи, учились у него ремеслу и мастерству, успешно защищали диссертации. Он преподавал механику и теоретическую, и небесную сначала в МВТУ, а потом в МГУ, куда его пригласил Д.Е. Охоцимский на возглавляемую им кафедру теоретической механики и мехатроники.

Виктор Васильевич был строгим педагогом и весьма придирчивым оценщиком новых статей и защищаемых диссертаций, будучи в течение долгого времени председателем диссертационного совета в родном институте и заместителем главного редактора журнала Космические исследования. Ограниченный объем сообщения не позволяет осветить вторую, не менее значимую в его научной жизни сторону деятельности — робототехнику, которой он занимался во многом под влиянием и при деятельном участии Д.Е. Охоцимского. Вся жизнь Виктора Васильевича — это образец служения Родине и науке.

Литература

- [1] Сазонов В.В., Барбашова Т.Ф. Лекции по механике космического полета. Специальный курс. Москва, Изд-во Моск. ун-та, 2018, 152 с.
- [2] Сазонов В.В. Периодические решения дифференциальных уравнений, содержащих большой параметр. Препринт ИПМ № 143, Москва, 1982.
- [3] Гречко Г.М., Сарычев В.А., Легостаев В.П., Сазонов В.В., Гансвинд И.Н. Гравитационная ориентация орбитального комплекса 'Салют-6'—'Союз'. Препринт ИПМ № 18, Москва, 1983.
- [4] Сапунков Б.Я., Егоров В.А., Сазонов В.В. Оптимизация траектории перелета космического аппарата с солнечным парусом от Земли к Марсу. Препринт ИПМ № 141, Москва, 1990.
- [5] Бабкин Е.В., Беляев М.Ю., Ефимов Н.И., Обыденников С.С., Сазонов В.В., Стажков В.М. Первые результаты определения микроускорений на Российском сегменте Международной космической станции. Препринт ИПМ № 83, Москва, 2001.
- [6] Жуков Б.И., Сазонов В.В., Сихарулидзе Ю.Г., Ярошевский В.С. Управление угловым движением КА «Луна-Глоб» в режиме постоянной солнечной ориентации. Препринт ИПМ № 238, Москва, 2018.
- [7] Ильин И.С., Сазонов В.В., Тучин А.Г. Траектории перелета с низкой околоземной орбиты на многообразие ограниченных орбит в окрестности точки либрации L_2 системы Солнце — Земля. Препринт ИПМ № 66, Москва, 2012.

УДК 629.786.2

Работы Виктора Васильевича Сазонова в космических проектах РКК «Энергия»

Беляев Михаил Юрьевич

mybel88@mail.ru

ПАО «РКК «Энергия»

Представлены материалы о работах выдающегося ученого и замечательного человека В.В. Сазонова при решении задач, связанных с полетами отечественных орбитальных станций и выполнением на них исследований. Успехи пилотируемой отечественной космонавтики связаны с именем С.П.Королёва, с возглавляемым им предприятием ОКБ-1, ныне РКК «Энергия» им. С.П. Королёва. Создание и развитие отечественных космических программ осуществлялось в тесном сотрудничестве с организациями Академии наук и, конечно, ИПМ им. М.В. Келдыша РАН. В этом институте в отделе Д.Е. Охоцимского и начал в 1974 г. свою трудовую деятельность замечательный человек и выдающийся ученый Виктор Васильевич Сазонов.

Ключевые слова: орбитальная станция, микрогравитация, гиросдины, космонавтика

В докладе представлены материалы о работах выдающего ученого и замечательного человека В.В. Сазонова при решении задач, связанных с полетами отечественных орбитальных станций и выполнением на них исследований.

Наибольших успехов в освоении космического пространства наша страна добилась в области пилотируемых полетов [1]. После выполнения в шестидесятые годы серии космических полетов на кораблях «Восток» и создания нового корабля «Союз» была создана и 19 апреля 1971 года выведена на орбиту первая в мире орбитальная станция (ОС) «Салют» [1]. На станциях «Салют-1» – «Салют-7» выполнялись обширные программы научных исследований и экспериментов [1, 2], которые были продолжены после запуска в 1986 году первого модуля орбитального комплекса «Мир» [3]. В 1999 году, почти 25 лет тому назад, на орбиту был выведен первый модуль Международной космической станции (МКС). Полет МКС продолжается и в настоящее время.

Успехи пилотируемой отечественной космонавтики связаны с именем С.П.Королёва, с возглавляемым им предприятием ОКБ-1, ныне РКК «Энергия» им. С.П. Королёва. Создание и развитие отечественных космических программ осуществлялось в тесном сотрудничестве с организациями Академии наук и, конечно, ИПМ им. М.В. Келдыша РАН. В этом институте в отделе Д.Е. Охоцимского и начал в 1974 году свою трудовую деятельность замечательный человек и выдающийся ученый Виктор Васильевич Сазонов.

Большая часть полета ОС «Салют» проходила в неориентированном режиме. Для интерпретации результатов ряда экспериментов требовалось знание углового положения ОС во время научных измерений. Работы по определению углового положения ОС на основе телеметрической информации (ТМИ) от магнитометра и солнечных датчиков, установленных в системе контроля ориентации на ОС [2], были выполнены и начали применяться в 1973 году в Центре управления полетом (ЦУП), который тогда находился вблизи г. Евпатория. Особенно много работ в этом направлении было выполнено для ОС «Салют». Разработанные алгоритмы реализовывались в оператив-

ном контуре ЦУП, что накладывало определенные ограничения на оперативность и объем используемой памяти ЭВМ [2]. Начиная с полета ОС «Салют-6», определение ориентации станций по ТМИ осуществлялось в подмосковном ЦУП и вычислительном центре РКК «Энергия», в то время носившей название НПО «Энергия» [4, 5]. В начале 80-х годов некоторые публикации специалистов НПО «Энергия» по этим работам вызвали интерес В.А. Сарычева, в секторе которого тогда работал молодой к.ф.-м.н. В.В. Сазонов и по их инициативе началось сотрудничество специалистов НПО «Энергия» и ИПМ им. М.В. Келдыша по решению задач применения гравитационной ориентации ОС «Салют-6», «Салют-7» для решения различных научных и практических задач. В период полета ОС «Салют-6», «Салют-7» было выполнено много исследований, при этом успешному решению поставленных задач в большой мере способствовало участие в них В.В. Сазонова [6, 7]. Важный результат был получен, например, при прогнозировании углового движения ОС «Салют-7», ставшей неуправляемой. Было показано, что к моменту стыковки неуправляемой станции с кораблем «Союз» полет ОС «Салют-7» будет проходить в гравитационной ориентации, что было затем подтверждено по фотографиям, выполненным космонавтами и облегчило процесс стыковки с неуправляемой станцией [7].

Большое внимание в программах исследований ОС уделялось экспериментам в области микрогравитации, для выполнения которых важно контролировать уровень микроускорений, возникающих в полете станции [2]. Эти работы были начаты в НПО «Энергия» в 70-е годы, а с середины 80-х годов по этому направлению был выполнен цикл исследований совместно с ИПМ АН СССР [8, 9].

После стыковки модуля «Квант» с базовым блоком орбитального комплекса (ОК) «Мир» полет ОК, в отличие от станций серии «Салют», осуществлялся в постоянно ориентированном режиме с помощью гироскопов. Начиная с этого периода, В.В. Сазонов проявил себя как ученый, способный работать в различных областях теоретической механики и прикладных наук. В частности, при его активном участии в совместных работах сотрудников РКК «Энергия» и ИПМ им. М.В. Келдыша были разработаны математические модели функционирования гироскопов в полете ОК «Мир» [10]. На ОК «Мир» была впервые для ОС установлена спутниковая навигационная система (СНС), с помощью которой осуществлялась баллистическая привязка выполняемых в экспериментах измерений. На основе подхода к обработке измерений движения спутников, разработанного Э.Л. Акимом и Т.М. Энзеевым [11], были выполнены работы по определению движения ОК «Мир» с помощью СНС [12].

Интересные исследования выполнялись в период полета ОК «Мир» по изучению возможности полета с помощью солнечного паруса. В этих работах принимал участие и В.В. Сазонов. В рамках исследований этого направления в феврале 1993 года был успешно проведен эксперимент «Знамя-2» [1].

В период длительного полета МКС Виктор Васильевич Сазонов принимал активное участие в обработке данных ряда технических экспериментов [13] и был научным руководителем эксперимента «Дальность» [14].

Работы В.В. Сазонова по проблемам, связанным с орбитальными станциями, имеют не только важное теоретическое и практическое значение, но и весьма ценны для образования молодежи. В.В. Сазоновым подготовлено несколько молодых ученых. Много сил и энергии он отдавал для их становления как творческих личностей, служащих интересам нашей страны. На основе его книги [15] и курса лекций для студентов МГУ была подготовлена программа и методические материалы дисциплины «Механика космического полета» для студентов космического факультета МФ МГТУ

им. Н.Э. Баумана. Выпускники этого факультета и факультета РКТ МГТУ являются основой пополнения РКК «Энергия» молодыми специалистами.

Безусловно, научное наследие В.В. Сазонова также поможет решению задач, стоящих перед отечественной космонавтикой в наши дни.

Литература

- [1] Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С.П.Королёва. Королёв, РКК «Энергия», 1996, 670 с.
- [2] Беляев М.Ю. Научные эксперименты на космических кораблях и орбитальных станциях. Москва, Машиностроение, 1984, 264 с.
- [3] РКК «Энергия» им. С.П. Королева на рубеже двух веков. Королев, РКК «Энергия», 2001, 1327 с.
- [4] Беляев М.Ю., Тянь Т.Н. Разработка и исследование экономичных методов проведения геофизических экспериментов. Исследование Земли из космоса, 1981, № 1, с. 90–95.
- [5] Беляев М.Ю., Тянь Т.Н. Применение режима гравитационной стабилизации при выполнении экспериментов. Космические исследования, 1984, № 2, с. 181–188.
- [6] Сарычев В.А., Беляев М.Ю., Сазонов В.В., Тянь Т.Н. Определение движения орбитальных комплексов «Салют-6» и «Салют-7» относительно центра масс в гравитационной ориентации по данным измерений. Космические исследования, 1985, т. 23, вып. 6, с. 829–842.
- [7] Sarychev V.A., Belyaev M.Yu., Kuzmin S.P., Sazonov V.V., Tyan T.N. Investigation of attitude motion of the Salyut-7 orbital station for long time intervals. Acta Astronautica, 1987, vol. 16, pp. 165–192.
- [8] Сарычев В.А., Беляев М.Ю., Сазонов В.В., Тянь Т.Н. Определение микроускорений на орбитальных комплексах «Салют-6» и «Салют-7». Космические исследования, 1986, вып. 3, с. 337–344.
- [9] Беляев М.Ю., Зыков С.Г., Сазонов В.В., Сарычев В.А., Стажков В.М. Математическое моделирование и измерение микроускорений на орбитальной станции «Мир». Известия Академии наук. Механика жидкости и газа, 1994, № 5, с. 5–14.
- [10] Сарычев В.А., Беляев М.Ю., Зыков С.Г., Сазонов В.В., Тесленко В.П. Математическое моделирование эйлеровых разворотов орбитального комплекса «Мир» гиродинами. Космические исследования, 1991, т. 29, вып. 4, с. 532–543.
- [11] Аким Э.Л., Энеев Т.М. Определение параметров движения космического аппарата по данным траекторных измерений. Космические исследования, 1963, т. 1, вып. 5, с. 5–50.
- [12] Беляев М.Ю., Рулев Д.Н., Сазонов В.В., Чернопяттов А.Н., Феккерспергер С., Пеффген В. Определение движения орбитальной станции «Мир» по данным измерений GPS. Космические исследования, 1999, т. 37, № 3, с. 276–282.
- [13] Проблемы и задачи повышения эффективности программ исследований на космических кораблях и орбитальных станциях: сборник статей. Ракетно-космическая техника, 2011, сер. XII, вып. 1–2. Королёв, РКК «Энергия» им. С.П. Королёва, 205 с.
- [14] Сазонов В.В., Хубер Ф., Беляев М.Ю., Волков О.Н., Дунаева И.В. Результаты космического эксперимента «Дальность». Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша, 2017, № 21, с. 1–43.
- [15] Сазонов В.В., Барбашова Т.В. Механика космического полета: специальный курс. Москва, Изд-во Моск. ун-та, 2018, 152 с.

УДК 681.51

Научный вклад В.В. Сазонова в решение задач идентификации параметров движения космических аппаратов

Панкратов Владимир Александрович

v.a.pankratov@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Рассмотрены различные постановки задачи идентификации параметров движения космических аппаратов (КА) в работах В.В. Сазонова. В рамках исследований подобные постановки естественным образом подразделялись на задачи реконструкции вращательного движения и движения центра масс искусственных спутников Земли (ИСЗ). Реконструкцию вращательного движения КА выполняли по измерениям бортовых датчиков, полученным на некотором отрезке времени. Реконструкцию движения строили методом наименьших квадратов с использованием решений уравнений вращательного движения спутника. Отрезки времени, на которых эти уравнения позволяли осуществить адекватную реконструкцию, имели длину от одного до пяти орбитальных витков. Эта длина возрастала вместе с модулем угловой скорости спутника. Чтобы получить представление о движении ИСЗ в течение всего полета, движение реконструировали на нескольких десятках таких отрезков. Альтернативную методику, пригодную для реконструкций движения на отрезках произвольной длины, но несколько меньшей точности, строили на основе фильтра Калмана. Другой ряд задач, приведенных в работе, относится к определению параметров движения центра масс КА. Реконструкцию движения центра масс ИСЗ выполняли с целью аппроксимации траекторных измерений.

Ключевые слова: космический аппарат, искусственный спутник Земли, фильтр Калмана, метод наименьших квадратов, вращательное движение

Для реконструкции вращательного движения космических аппаратов (КА) рассматриваются два подхода. Первый подход основан на полных динамических уравнениях движения ИСЗ и использует косвенные измерения одного типа (например, угловой скорости или магнитного поля Земли). В рамках альтернативной модели применяются только кинематические уравнения движения КА, однако ее применение требует наличия измерений двух видов. При использовании модели, основанной только на кинематических уравнениях, для получения значений угловых скорости и ускорения используется измерительная информация. Вращательное движение указанных выше Фотонов было реконструировано с помощью моделей, основанных на полных (кинематических и динамических) уравнениях движения по измерениям бортовых магнитометров [1, 2], датчиков угловой скорости [3, 4], акселерометров [3, 5, 6] и с помощью моделей основанных только на кинематических моделях по измерениям магнитометров и датчиков угловой скорости [7–9]. Отрезки времени, на которых используемые модели позволяли осуществить адекватную реконструкцию, имели длину от одного до пяти орбитальных витков. Эта длина возрастала вместе с модулем угловой скорости искусственных спутников Земли (ИСЗ). Для реконструкции движения в течение всего полета, оно реконструировалось на нескольких десятках таких отрезков, причем соседние отрезки имели перекрытие 10 мин. Например, для спутника Фотон

М-3 полученные результаты описаны в [10]. Реконструкция движения этого спутника в течение 11 суток неуправляемого полета была выполнена по измерениям магнитного поля Земли (МПЗ) и представлена 57-ю отрезками. На пересечениях отрезков результаты реконструкции достаточно точно совпали, и с помощью простых вычислительных приемов было обеспечено их гладкое сопряжение.

Несколько менее точную методику реконструкции движения, но пригодную для отрезка произвольной длины можно построить на основе фильтра Калмана. Применение этого фильтра для реконструкции вращательного движения спутника по измерениям МПЗ описано в большом числе работ, в основном, зарубежных авторов. В [11] такая реконструкция была использована для расчета квазистатических микроускорений в управляемом движении спутника. Далее рассматривается применение фильтра Калмана для реконструкции неуправляемого вращательного движения спутников Фотон на продолжительных отрезках времени. Приводятся результаты реконструкций вращательного движения, при помощи приведенных выше методик, на данных, полученных в полете «Фотона М-3».

В рамках обзора задач реконструкции движения центра масс ИСЗ, рассмотрим задачи уточнения индекса геомагнитной возмущенности по измерениям орбиты тестового спутника [13] и применение усредненных уравнений движения космических объектов для аппроксимации траекторных измерений [14].

Задача уточнения индекса геомагнитной возмущенности по измерениям орбиты тестового спутника решалась методом наименьших квадратов, как задача обработки данных измерений. Предполагалось, что ошибки в измерениях координат и компонент скорости независимы и имеют нормальные распределения с нулевыми средними значениями. Стандартные отклонения ошибок координат (скоростей) одинаковы, но неизвестны. Отыскание вектора, задающего аппроксимирующее эти измерения решение, сводилось к минимизации функционала МНК.

Разработка методики [14] обусловлена желанием расширить средства исследования эволюции движения большой совокупности тел, имеющих разнообразные орбиты, для оценки накопления космического мусора в околоземном пространстве. Здесь необходимо использовать средства достаточно точного и быстрого расчета движения одного тела с учетом основных возмущающих факторов: сжатия Земли, сопротивления атмосферы, притяжения Луны и Солнца, светового давления. Традиционным и удобным средством такого рода является система уравнений в оскулирующих элементах, усредненная по орбитальному движению тела. В работе [14] оценивается точность применения усредненной системы для аппроксимации движения реальных спутников Земли, совершающих неуправляемое движение и аналогичных в этом отношении телам космического мусора. Рассмотрены низкоорбитальный спутник «Фотон М-3» и резонансный спутник «Молния-2». Движение этих спутников описывается разными усредненными системами, точность которых оценивается двумя способами — сравнением их решений с решениями соответствующих полных систем уравнений движения и посредством аппроксимации решениями усредненных и полных систем наборов двухстрочных элементов, полученных для выбранных спутников на сравнительно продолжительных интервалах времени. Первый из этих способов показал, что усредненные системы достаточно точно описывают вековое изменение орбитальных элементов, второй способ показал, что решения полных уравнений аппроксимируют двухстрочные элементы в 1,5–2 раза точнее.

Литература

- [1] Абрашкин В.И., Балакин В.Л., Белоконов И.В. и др. Неуправляемое вращательное движение спутника Фотон-12 и квазистатические микроускорения на его борту. *Космические исследования*, 2003, т. 41, № 1, с. 45–56.
- [2] Абрашкин В.И., Богоявленский Н.Л., Воронов К.Е., Казакова А.Е., Пузин Ю.Я., Сазонов В.В., Семкин Н.Д., Чебуков С.Ю. Неуправляемое вращательное движение спутника Фотон М-2, и квазистатические микроускорения на его борту. *Космические исследования*, 2007, т. 45, № 5, с. 450–470.
- [3] Сазонов В.В., Чебуков С.Ю., Абрашкин В.И., Казакова А.Е., Зайцев А.С. Анализ низкочастотных микроускорений на борту ИСЗ «Фотон-11». *Космические исследования*, 2001, т. 39, № 4, с. 419–435.
- [4] Абрашкин В.И., Казакова А.Е., Сазонов В.В., Чебуков С.Ю. Определение вращательного движения спутника Фотон М-2, по данным бортовых измерений угловой скорости. *Космические исследования*, 2008, т. 46, № 2, с. 148–167.
- [5] Сазонов В. В., Чебуков С. Ю., Абрашкин В. И., Казакова А. Е., Зайцев А. С. Низкочастотные микроускорения на борту ИСЗ «Фотон-11». *Космические исследования*, 2004, т. 42, № 2, с. 185–200.
- [6] Бойзелинк Т., Ван Бавинхов К., Сазонов В. В., Чебуков С. Ю. Определение вращательного движения спутника «Фотон М-2» по данным измерений микроускорения. *Космические исследования*, 2009, т. 47, № 6, с. 463–483.
- [7] Абрашкин В.И., Волков М.В., Воронов К.Е., Егоров А.В., Казакова А.Е., Панкратов В.А., Сазонов В.В., Семкин Н.Д. Определение вращательного движения спутника по данным измерений его угловой скорости и напряженности магнитного поля Земли с использованием кинематической модели движения. *Космические исследования*, 2005, т. 43, № 4, с. 295–305.
- [8] Абрашкин В.И., Богоявленский Н.Л., Воронов К.Е., Казакова А.Е., Панкратов В.А., Сазонов В.В., Семкин Н.Д., Стратилатов Н.Р. Определение вращательного движения спутника Фотон М-2 по данным измерений его угловой скорости и напряженности магнитного поля Земли с использованием кинематической модели движения. *Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша РАН*, 2006, № 60, 28 с.
- [9] Бойзелинк Т., ван Бавинхов К., Абрашкин В.И., Казакова А.Е., Панкратов В.А., Сазонов В.В. Определение вращательного движения спутника Фотон М-3 по данным измерений его угловой скорости и напряженности магнитного поля Земли. *Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша РАН*, 2009, № 69, 19 с.
- [10] Beuselinck T., van Bavinchove C., Sazonov V.V. Quasi-steady accelerations onboard Foton M-3 spacecraft. *Препринт ИПМ им. М.В. Келдыша РАН*, 2010, № 8, 36 с.
- [11] Глотов Ю.Н., Сазонов В.В. Мониторинг микроускорений на борту ориентированного космического аппарата. *Препринт ИПМ им. М.В. Келдыша РАН*, 2010, № 63, 47 с.
- [12] Панкратов В.А., Сазонов В.В. Реконструкция вращательного движения космического аппарата с помощью фильтра Калмана. *Космические исследования*, 2016, т. 54, № 3, с. 251–267.
- [13] Алямовский С.Н., Беляев М.Ю., Рулев Д.Н., Сазонов В.В. Уточнение индекса геомагнитной возмущенности по измерениям орбиты тестового спутника. *Препринт ИПМ им. М.В. Келдыш РАН*, 2018, № 41, 43 с.
- [14] Сазонов В. В. Применение усредненных уравнений движения космических объектов для аппроксимации траекторных измерений. *Препринт ИПМ им. М.В. Келдыша РАН*, 2009, № 74, 26 с.

УДК 681.51

Научный вклад В.В. Сазонова в исследования режимов вращательного движения искусственных спутников Земли при проведении экспериментов в области микрогравитации

Игнатов Александр Иванович

ignatov@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Давыдов Алексей Алексеевич

dep113@gmail.com

АО «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева»

Рассмотрены различные варианты управления вращательным движением искусственных спутников Земли в процессе проведения космических экспериментов в области микрогравитации. Проведение таких экспериментов накладывает определенные ограничения на угловые скорости, реализуемые спутником, на тип исполнительных органов системы управления, используемых для реализации вращательного движения спутника, а также на конструкцию самого спутника. В этом случае законы управления вращательным движением спутника и способы их реализации имеют свои характерные особенности. Одним из ведущих отечественных специалистов в области управления движением искусственных спутников Земли относительно центра масс являлся Виктор Васильевич Сазонов. Большое количество его трудов посвящено прогнозированию, а также способам снижения уровня микроускорений, возникающих на борту как существующих спутников, так и проектируемых. Представлен краткий обзор предложенных Виктором Васильевичем Сазоновым вариантов реализации вращательного движения спутников при проведении космических экспериментов, а также способов прогноза и последующего анализа уровня микроускорений возникающих на их борту.

Ключевые слова: искусственный спутник Земли, микроускорения, вращательное движение, микрогравитация

Исследованы низкочастотные микроускорения на борту искусственного спутника Земли, предназначенного для микрогравитационных исследований на низкой, почти круговой орбите.

Квазистатические микроускорения на низкоорбитальном спутнике Земли вызываются четырьмя причинами: 1) движением спутника относительно центра масс как твердого тела, 2) градиентом гравитационного поля, 3) аэродинамическим торможением, 4) действием силы, создаваемой органами управления. Если спутник совершает неуправляемое движение или для управления им используется система гироскопических органов управления, то последняя из перечисленных причин исчезает. В таком случае квазистатическое микроускорение в заданной фиксированной точке борта описывается простой формулой, причем чтобы воспользоваться ею, достаточно знать только орбиту и вращательное движение спутника.

Пусть спутник представляет собой твердое тело, и точка P жестко связана с его корпусом. Микроускорением $\bar{b}$ в точке P называется разность между напряженностью гравитационного поля в этой точке и абсолютным ускорением последней. Роль вектора $\bar{b}$ в орбитальных экспериментах аналогична роли ускорения свободного падения в

экспериментах на поверхности Земли. В частности, если в точке P закрепить пробное тело с исчезающе малой массой m , то сила реакции, действующая на это тело со стороны спутника, будет равна $-m\bar{\mathbf{b}}$. Приближенная формула для расчета микроускорений имеет вид [1]:

$$\bar{\mathbf{b}} = \bar{\mathbf{b}}_r + \bar{\mathbf{b}}_g + \bar{\mathbf{b}}_a, \quad (1)$$

$$\bar{\mathbf{b}}_r = \ddot{\bar{\rho}} \times \bar{\omega} + (\bar{\omega} \times \bar{\rho}) \times \bar{\omega},$$

$$\bar{\mathbf{b}}_g = \frac{\mu_E}{r^3} \left(3 \frac{\bar{\rho} \bar{r}}{r^2} \bar{\mathbf{r}} - \bar{\rho} \right),$$

$$\bar{\mathbf{b}}_a = c \rho_a v \bar{\mathbf{v}}.$$

Здесь $\bar{\rho}$ — радиус-вектор точки P относительно центра масс спутника — точки O , $\bar{\omega}$ — абсолютная угловая скорость спутника, точка над буквой означает дифференцирование по времени, μ_E — гравитационный параметр Земли, $\bar{\mathbf{r}}$ — геоцентрический радиус-вектор точки O , $r = |\bar{\mathbf{r}}|$, $\bar{\mathbf{v}}$ — скорость этой точки относительно поверхности Земли, $v = |\bar{\mathbf{v}}|$, ρ_a — плотность атмосферы в точке O , c — баллистический коэффициент спутника. Слагаемые в правой части формулы (1) отвечают первым трем указанным выше причинам возникновения микроускорений.

Формула (1) выведена для общего случая без каких-либо частотных ограничений. Однако если спутник имеет относительно большие инерционные характеристики и его вращательное движение рассчитывается как движение твердого тела (такое движение обычно очень медленное), то формула (1) дает именно квазистатическое микроускорение.

Формула (1) использовалась для расчета реальных квазистатических микроускорений, имевших место на летавших спутниках [1–10]. Ее можно использовать и для прогноза микроускорений [11, 12]. В этом случае составляются уравнения движения спутника, выбирается режим движения, вычисляется решение уравнений движения, моделирующее этот режим, и вдоль найденного решения микроускорение в заданной точке борта рассчитывается по формуле (1).

Уравнения движения спутника состоят из двух подсистем. Одна подсистема описывает движение центра масс спутника в гринвичской системе координат. В ней учитываются нецентральность гравитационного поля Земли и сопротивление атмосферы. Нецентральность поля учитывается с точностью до членов порядка (16,16) включительно в разложении гравитационного потенциала Земли в ряд по шаровым функциям. Атмосфера считается вращающейся вместе с Землей, ее плотность рассчитывается согласно модели ГОСТ Р 25645.166–2004. Параметры атмосферы и баллистический коэффициент спутника считаются неизменными на всем интервале интегрирования уравнений движения.

Другая подсистема описывает движение спутника относительно центра масс (вращательное движение). Она образована уравнениями, выражающими теорему об изменении кинетического момента спутника в его движении относительно центра масс, кинематическими уравнениями Пуассона для элементов первых двух строк матрицы перехода между гринвичской системой координат и связанной со спутником

системы координат, образованной его главными центральными осями инерции. Систему дополняют уравнения, описывающие изменение кинетического момента гиросистемы. В уравнениях, выражающих теорему об изменении кинетического момента спутника, учитываются гравитационный и аэродинамический моменты.

Показано, что наибольший вклад в общий уровень микроускорений $\bar{\mathbf{b}}$ на борту спутника на низкой (высота примерно 600 км), почти круговой орбите вносит составляющая $\bar{\mathbf{b}}_g$ с доминирующей частотой $2f_0$, где $f_0 = \omega_0/2\pi$ – орбитальная частота (ω_0 – среднее движение центра масс спутника).

Литература

- [1] Сазонов В.В., Комаров М.М., Полежаев В.И., Никитин С.А., Ермаков М.К., Стажков В.М., Зыков С.Г., Рябуха С.Б., Асеев Х., Либерман Е. Микроускорения на орбитальной станции Мир и оперативный анализ гравитационной чувствительности конвективных процессов тепломассопереноса. *Космические исследования*, 1999, т. 37, № 1, с. 86–101.
- [2] Сазонов В.В., Чебуков С.Ю., Абрашкин В.И., Казакова А.Е., Зайцев А.С. Анализ низкочастотных микроускорений на борту ИСЗ Фотон-11. *Космические исследования*, 2001, т. 39, № 4, с. 419–435.
- [3] Абрашкин В.И., Волков М.В., Егоров А.В., Зайцев А.С., Казакова А.Е., Сазонов В.В. Анализ низкочастотной составляющей в измерениях угловой скорости и микроускорения, выполненных на спутнике Фотон-12. *Космические исследования*, 2003, т. 41, № 6, с. 632–651.
- [4] Богуславский А.А., Сазонов В.В., Соколов С.М., Земсков В.С., Раухман М.Р., Шалимов В.П. О влиянии микроускорений на распределение примеси в кристаллах INSB:TE, выращенных в орбитальном полете методом бестигельной зонной плавки. *Космические исследования*, 2004, т. 42, № 2, с. 155–161.
- [5] Бабкин Е.В., Беляев М.Ю., Ефимов Н.И., Сазонов В.В., Стажков В.М. Определение квазистатической компоненты микроускорения, возникающей на борту Международной космической станции. *Космические исследования*, 2004, т. 42, № 2, с. 162–171.
- [6] Левтов В.Л., Романов В.В., Бабкин Е.В., Иванов А.И., Стажков В.М., Сазонов В.В. Измерение вибрационных микроускорений на орбитальной станции МИР с помощью системы акселерометров ВМ-09. *Космические исследования*, 2004, т. 42, № 2, с. 172–184.
- [7] Сазонов В.В., Чебуков С.Ю., Абрашкин В.И., Казакова А.Е., Зайцев А.С. Низкочастотные микроускорения на борту ИСЗ ФОТОН-11. *Космические исследования*, 2004, т. 42, № 2, с. 185–200.
- [8] Сазонов В.В., Абрашкин В.И., Казакова А.Е., Зайцев А.С. Квазистатистические микроускорения на ИСЗ ФОТОН при его полете на высоких орбитах. *Космические исследования*, 2004, т. 42, № 2, с. 201–208.
- [9] Абрашкин В.И., Богоявленский Н.Л., Воронов К.Е., Казакова А.Е., Пузин Ю.А., Сазонов В.В., Семкин Н.Д., Чебуков С.Ю. Неуправляемое вращательное движение спутника «Фотон М-2» и квазистатистические микроускорения на его борту. *Космические исследования*, 2007, т. 45, № 5, с. 450–470.
- [10] Бойзелинк Т., Ван Бавинхов К., Сазонов В.В., Чебуков С.Ю. Анализ низкочастотной составляющей в измерениях микроускорений, выполненных на спутнике Фотон М-2. *Космические исследования*, 2008, т. 46, № 5, с. 463–483.
- [11] Игнатов А.И., Сазонов В.В. Реализация режимов вращательного движения ИСЗ с малым уровнем микроускорений электромеханическими исполнительными органами. *Космические исследования*, 2012, т. 50, № 5, с. 380–393.
- [12] Игнатов А.И., Сазонов В.В. Оценка остаточных микроускорений на борту ИСЗ в режиме одноосной солнечной ориентации. *Космические исследования*, 2013, т. 51, № 5, с. 380–388.

УДК 681.51

Определение параметров вращательного движения космического аппарата по телеметрическим данным о токе солнечных батарей

Игнатов Александр Иванович
МГТУ им. Н.Э. Баумана

ignatov@bmstu.ru

Давыдов Алексей Алексеевич
АО ГКНПЦ им. М.В. Хруничева

dep113@gmail.com

При возникновении нештатной ситуации, когда получение телеметрической информации об ориентации и угловой скорости космического аппарата (КА) затруднено или невозможно, определение его вращательного движения по косвенным данным позволяет ответить на ряд вопросов: понять предысторию нештатной ситуации, спрогнозировать энергобаланс КА на аварийном участке, определить текущее состояние гироскопических исполнительных органов КА и т. д. В докладе рассмотрена задача определения фактического вращательного движения КА по телеметрическим данным об электрическом токе, получаемом от солнечных батарей. Она решается посредством совместной обработки этих данных, собранных на достаточно продолжительном отрезке времени, методом наименьших квадратов с помощью интегрирования уравнений вращательного движения аппарата. Используемая методика реконструкции вращательного движения по косвенным данным была предложена В.В. Сазоновым и получила широкое развитие в его работах. Приведены результаты решения этой задачи для низкоорбитального КА дистанционного зондирования Земли и геостационарного КА связи. В случае геостационарного КА кроме реконструкции вращательного движения удалось также оценить суммарный кинетический момент двигателей-маховиков.

Ключевые слова: космический аппарат, метод наименьших квадратов, реконструкция вращательного движения, обработка телеметрической информации

При возникновении нештатной ситуации, когда получение телеметрической информации об ориентации и угловой скорости космического аппарата (КА) затруднено или невозможно, определение его вращательного движения по косвенным данным позволяет ответить на ряд вопросов. В частности, понять предысторию нештатной ситуации, спрогнозировать энергобаланс КА на аварийном участке, определить текущее состояние гироскопических исполнительных органов КА и т. д. В качестве таких косвенных данных можно использовать измерения электрического тока, получаемого от солнечных батарей (СБ) КА. Ниже описана интегральная статистическая методика реконструкции фактического вращательного движения КА по этим данным. Идея применения подобной методики в задачах определения вращательного движения космических аппаратов принадлежит В.В. Сазонову, в работах которого (см. например [1–6]) данная методика получила широкое развитие и практическое применение.

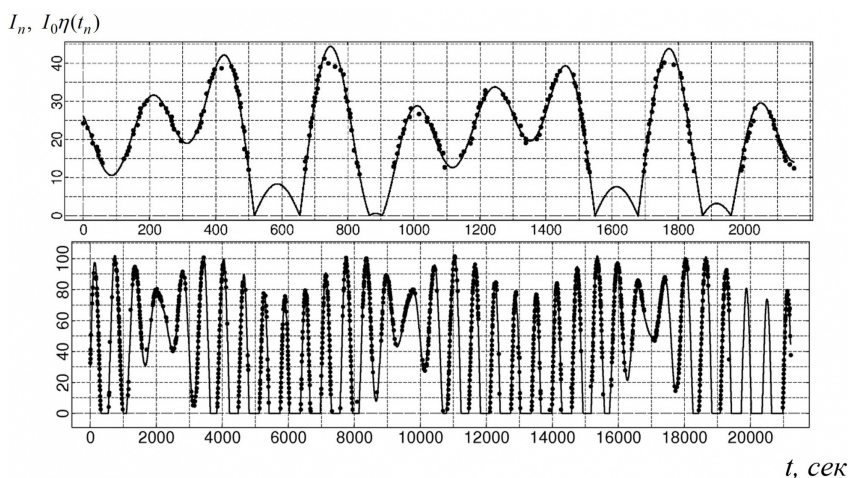
Фактическое вращение КА представляется решениями уравнений его вращательного движения КА, составленными с учетом специфики конкретной задачи. Математическая модель измерений помимо уравнений движения включает соотношения,

устанавливающие связь между ориентацией КА и углом между нормалью к рабочей поверхности СБ и направлением на Солнце. Решения уравнений движения выбираются из условия наилучшей аппроксимации с их помощью телеметрических данных о токе, получаемом от СБ, на достаточно продолжительном отрезке времени. Аппроксимация строится методом наименьших квадратов [7]. Применение этого метода в задачах определения вращательного движения спутников по данным измерений бортовых датчиков описано в [8–10]. Минимизируемый функционал имеет вид

$$\Phi = \sum_{n=1}^N [I_n - I_0 \eta(t_n)]^2.$$

Здесь I_n — измеренное значение тока в момент времени t_n , I_0 — максимальный ток, вырабатываемый СБ на орбите Земли при перпендикулярном падении солнечных лучей на их плоскость, $\eta(t_n)$ — расчетный косинус угла падения солнечных лучей на светочувствительную поверхность СБ в момент t_n . Минимизация Φ проводится по начальным условиям вращательного движения КА и некоторым параметрам математической модели. В число таких параметров в разных задачах включались кинетические моменты двигателей-маховиков, массово-инерционные характеристики КА, параметры действующего на КА аэродинамического момента и т. п.

На рисунке представлены примеры аппроксимации данных измерений тока СБ, полученных на двух КА. На верхнем графике приведена аппроксимация данных, полученных на КА дистанционного зондирования Земли [9]. В этой задаче наряду с начальными условиями движения уточнялись параметры аэродинамического момента и массово-инерционные характеристики КА. На нижнем графике — аналогичная аппроксимация для геостационарного КА связи [10]. Здесь вместе с начальными условиями движения уточнялись кинетические моменты двигателей-маховиков (их значения принимались постоянными на временном интервале обработки данных). На графиках маркерами отображены телеметрические данные, сплошной линией — построенные аппроксимации.



Данные измерений и расчетные значения тока СБ

Определение движения низкоорбитального КА по данным о токе СБ было выполнено на 12 интервалах времени. Начальное угловое положение КА и параметры аэродинамических возмущающих моментов были определены со значительной погрешностью, характеризующейся значениями от $0,5\pi$ до $1,5\pi$, причем доминировали значения, близкие верхним границам. Большая погрешность определения угловых величин вызвана малой информативностью данных о токе СБ, а параметров аэродинамического момента — еще и слабым влиянием сопротивления атмосферы на вращательное движение КА. Анализ показал, что движение КА на многих интервалах было близко к стационарному вращению вокруг одной из осей КА — оси максимального главного центрального момента инерции. Модуль угловой скорости составлял примерно 10 град/с. В целом движение КА было близко движению Эйлера — Пуансо, полодии которого охватывали ось максимального главного центрального момента инерции. На части интервалов модуль угловой скорости составлял около 1 град/с. Более медленные движения КА были и более сложными. Изменение тока СБ в случае сложного движения оказалось более информативным, поэтому в целом, оценки уточняемых параметров на этих интервалах получились заметно точнее.

Определение фактического движения геостационарного КА относительно центра масс было выполнено на 10 интервалах времени. Стандартные отклонения начальных углов ориентации не превышали 3,6 град. Точность определений угловых скоростей составила от 0,01 град/с до 0,03 град/с. Погрешность определения суммарного приведенного кинетического момента двигателей-маховиков была не более $4,6 \cdot 10^{-4} \text{ с}^{-1}$. Модуль угловой скорости КА находился в диапазоне 0,6...0,75 град/с, причем вектор угловой скорости был близок к одной из строительных осей КА. Анализ найденных угловых скоростей КА и суммарного кинетического момента двигателей-маховиков показал, что угловое движение КА можно представить в виде комбинации двух движений: быстрого вращения корпуса КА вокруг практически неизменной оси в связанной с корпусом системе координат (эта ось близка по направлению к вектору кинетического момента двигателей-маховиков) и медленного вращения этой оси вокруг вектора суммарного кинетического момента КА с маховиками. Суммарный кинетический момент системы корпус КА — двигатели-маховики не превышал 2 Нмс; при этом кинетический момент корпуса КА находился в диапазоне 20...22 Нмс. На рассмотренных интервалах вращательное движение КА оказалось почти одинаковым. Отличие состояло лишь в изменении ориентации вектора суммарного кинетического момента двигателей-маховиков в строительной системе координат.

Несмотря на относительную простоту математической модели и принятых допущений, а также на значительную погрешность уточнения некоторых параметров, в целом задача идентификации вращательного движения решена успешно. Полученные результаты позволили объяснить ряд эффектов, наблюдавшихся во время неуправляемого движения спутников и определить методику выведения их из нештатной ситуации.

Литература

- [1] Абрашкин В.И., Балакин В.Л., Белоконов И.В., Воронов К.Е., Зайцев А.С., Иванов В.В., Казакова А.Е., Сазонов В. В., Семкин Н.Д. Определение вращательного движения спутника 'Фотон-12' по данным бортовых измерений магнитного поля Земли. Препринт ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, 2000, № 60, с. 1–32.
- [2] Абрашкин В.И., Волков М.В., Воронов К.Е., Егоров А.В., Казакова А.Е., Панкратов В.А., Сазонов В.В., Семкин Н.Д. Определение вращательного движения спутника по данным из-

- мерений его угловой скорости и напряженности магнитного поля Земли с использованием кинематической модели движения. ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, 2003, № 8, с. 1–32.
- [3] Абрашкин В.И., Богоявленский Н.Л., Воронов К.Е., Казакова А.Е., Панкратов В.А., Сазонов В.В., Семкин Н.Д., Стратилатов Н.Р. Определение вращательного движения спутника 'Фотон М-2' по данным измерений его угловой скорости и напряженности магнитного поля Земли с использованием кинематической модели движения. Препринт ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, 2006, № 60, с. 1–32.
- [4] Абрашкин В.И., Воронов К.Е., Пияков И.В., Пузин Ю.Я., Сазонов В.В., Семкин Н.Д., Чебуков С.Ю. Упрощенная методика определения вращательного движения спутника по бортовым измерениям угловой скорости и магнитного поля Земли. Космические исследования, 2016, т. 54, № 5, с. 402–414.
- [5] Абрашкин В.И., Воронов К.Е., Дорофеев А.С., Пияков А.В., Пузин Ю.Я., Сазонов В.В., Семкин Н.Д., Филиппов А.С., Чебуков С.Ю. Определение вращательного движения малого космического аппарата Аист-2Д по данным магнитных измерений. Космические исследования, 2019, т. 57, № 1, с. 61–73.
- [6] Беляев М.Ю., Матвеева Т.В., Монахов М.И., Рулев Д.Н., Сазонов В.В. Реконструкция вращательного движения кораблей Прогресс в режиме одноосной солнечной ориентации по данным измерений тока солнечных батарей. Космические исследования, 2021, т. 59, № 2, с. 149–164.
- [7] Гилл Ф., Мюррей У., Райт М. Практическая оптимизация. Пер. с англ. – М.: Мир, 1985.
- [8] Брюханов Н.А., Цветков В.В., Беляев М.Ю., Бабкин М.Ю., Матвеева Т.В., Сазонов В.В. Экспериментальное исследование режимов неуправляемого вращательного движения КА «Прогресс». Космические исследования, 2006, т. 44, № 1, с. 52–61.
- [9] Давыдов А.А., Сазонов В.В. Определение параметров вращательного движения КА по телеметрическим данным о токе солнечных батарей. Космические исследования, 2009, т. 47, № 5, с. 434–443.
- [10] Давыдов А.А., Сазонов В.В. Определение параметров вращательного движения малого спутника связи по данным измерений тока солнечных батарей. Препринт ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, 2009, № 32, с. 1–32.

УДК 531

Стабилизация регулярных прецессий спутника с помощью магнитных моментов различной природы

Рак Михаил Геннадьевич

mihail_rak@mail.ru

МГУ имени М.В. Ломоносова

Предполагается, что спутник представляет собой динамически симметричное тело, центр масс которого движется по круговой орбите. Важными стационарными движениями являются регулярные прецессии. Существует три вида регулярных прецессий (цилиндрическая, коническая и гиперболоидальная). В отсутствии диссипативных моментов устойчивость этих прецессий не является асимптотической. Поэтому задача стабилизации регулярных прецессий спутника до асимптотической устойчивости является важной. Эта стабилизация может быть реализована разными способами. Одним из них является стабилизация при помощи взаимодействия спутника с магнитным полем Земли. Это взаимодействие может быть реализовано либо за счет взаимодействия внутреннего магнитного момента с геомагнитным полем, либо при помощи моментов лоренцевых сил, действующих на заряженную часть поверхности спутника. Задача является существенно нестационарной из-за изменения магнитного поля вдоль орбиты. Это обстоятельство вносит принципиальные трудности в исследование рассматриваемой задачи. В докладе предлагается строгий аналитический подход к изучению данной задачи, состоящий в приведении нестационарной системы к стационарной. Факт приводимости эффективно используется как при анализе управляемости, так и при построении алгоритмов стабилизации. Исследована управляемость системы, построен оптимальный алгоритм стабилизирующего управления и проведено моделирование предложенного алгоритма, которое подтверждает эффективность разработанной методики.

Ключевые слова: стабилизация, регулярная прецессия, спутник, линейная нестационарная система, приводимость, управляемость, алгоритм стабилизации

Электродинамическое взаимодействие спутника с магнитным полем Земли оказывает существенное влияние на динамику вращательного движения спутника вокруг центра масс и может быть использовано как для пассивной, так и для активной стабилизации. Особый интерес для этих задач представляют стационарные движения спутника (положения относительного равновесия и регулярные прецессии) при его движении по круговой орбите.

Характер устойчивости не является асимптотическим, и вопрос о стабилизации этих движений тем или иным способом представляет практический интерес. Одним из таких способов является стабилизация при помощи магнитных систем, принцип действия которых основан на взаимодействии собственного магнитного момента спутника с внешним магнитным полем [1], либо же при помощи моментов лоренцевых сил, действующих на заряженную часть поверхности спутника [2].

$OXYZ$ — орбитальная система координат с началом в центре масс спутника: ось OZ направлена по радиус-вектору центра масс относительно притягивающего центра (центра Земли); OY — по нормали к плоскости орбиты, OX дополняет систему до правой тройки.

Особенностью рассматриваемой задача является то, что линеаризованные модели исследуемых задач представляют линейные нестационарные системы (ЛНС), так как управляющий момент является функцией геомагнитного поля, которое изменяется во время движения спутника по орбите вокруг Земли. Здесь, как и в большинстве работ этого направления, предполагается, что это изменение носит периодический характер, если орбита спутника — круговая. Вектор индукции геомагнитного поля $B(t)$ аппроксимируется прямым магнитным диполем в орбитальной системе координат [3].

$$\vec{B}(t) = \frac{\mu_e}{R^3} \begin{pmatrix} \cos\omega_0 t \sin I \\ -\cos I \\ 2\sin\omega_0 t \sin I \end{pmatrix}.$$

Здесь μ_e — постоянная магнитного поля Земли; R — радиус орбиты; I — угол наклона плоскости орбиты спутника к плоскости экватора; ω_0 — орбитальная угловая скорость.

Поэтому математическая модель рассматриваемых задач представляет собой систему дифференциальных уравнений с периодическими коэффициентами. В полусвязной (не участвующей в собственном вращении) уравнения движения будут иметь следующий вид:

$$J\dot{\vec{\omega}} + \vec{\omega}_c \times J\vec{\omega} = \vec{M}_g + \vec{M}_u.$$

Здесь $J = \text{diag}(J_1, J_1, J_3)$, ($J_1 \neq J_3$), J_j — главные центральные моменты инерции спутника; $\vec{\omega}$ — угловая скорость спутника; $\vec{\omega}_c$ — угловая скорость полусвязной системы координат; $\vec{M}_g = 3\omega_0^2 (\vec{e}_r \times J\vec{e}_r)$ — гравитационный момент; $\vec{M}_u$ — управляющий момент. При стабилизации за счет взаимодействия собственного магнитного момента спутника с внешним магнитным полем $\vec{M}_u = \vec{m} \times \vec{B}(t)$, где $\vec{m}$ — магнитный дипольный момент спутника. При стабилизации, которая создается за счет лоренцевых сил, возникающих из-за движения заряженной поверхности спутника в магнитном поле Земли.

$$\vec{M}_u = q\vec{\rho} \times \theta^T (\vec{V}_c \times \vec{B}(t)),$$

q — электростатический заряд; $\vec{\rho}$ — радиус вектор центра заряда спутника относительно его центра масс; $\vec{V}_c$ — скорость центра масс спутника; θ^T — матрица перехода от орбитальной системы координат к полусвязной.

Нестационарность вносит существенные трудности как в изучение управляемости системы, так и в разработку эффективных алгоритмов стабилизации. В докладе предлагается строгий аналитический подход к изучению рассматриваемой задачи стабилизации регулярных прецессий симметричного спутника при помощи магнитных моментов. Этот подход, заключающийся в приведении исходной нестационарной системы к стационарной системе большей размерности, был развит для ЛНС определенного класса и ранее применялся для решения ряда прикладных задач [4, 5], в том числе для задачи стабилизации относительного равновесия спутника при использовании

магнитных моментов [6] и при использовании моментов лоренцевых сил [7]. Свойство приводимости системы к стационарной эффективно используется как при анализе управляемости, так и при построении алгоритмов стабилизации. При наличии свойства управляемости приведенной стационарной системы для нее строится оптимальный алгоритм стабилизации, основанный на LQR-методе на бесконечном интервале времени, который позволяет построить управление в виде обратной связи с постоянными коэффициентами, обеспечивающее асимптотическую устойчивость стационарной системы. Построенное стабилизирующее управление вводится в исходную нестационарную систему при помощи дополнительных переменных и соответствующего ограниченного преобразования, при этом коэффициенты обратной связи оказываются переменными. Исходная система, замкнутая таким управлением, также асимптотически устойчива. Следует подчеркнуть, что выбор коэффициентов обратной связи, имеющий важное и принципиальное значение, при указанном подходе хорошо алгоритмизован и состоит из определения коэффициентов для стационарной системы при помощи стандартной процедуры LQR (при этом требуется задать лишь параметры функционалов) и преобразования к исходным переменным, которое строится конструктивным способом. Были получены линеаризованные уравнения управляемого движения для каждого типа прецессии при использовании магнитных моментов. Полученные нестационарные системы, относящиеся к классу приводимых систем, преобразуются к стационарным системам большей размерности, чем исходная система. Проведен анализ управляемости как для полученных стационарных систем, так и для исходных нестационарных систем. Для приведенных стационарных систем предложены оптимальные алгоритмы стабилизации, основанные на LQR методе [8]. Построенные управления при помощи конструктивного преобразования вводятся в исходные нестационарные системы. Работоспособность и эффективность предложенных алгоритмов подтверждается математическим моделированием.

Литература

- [1] Овчинников М. Ю., Ролдугин Д. С. Современные алгоритмы активной магнитной ориентации спутников. Космические аппараты и технологии, 2019, т. 3, № 2 (28), с. 73–86. DOI: <https://doi.org/10.26732/2618-7957-2019-2-73-86>
- [2] Тихонов А.А. Метод полупассивной стабилизации космического аппарата в геомагнитном поле. Космические исследования, 2003, т. 41, № 1, с. 69–79.
- [3] Wertz J. Spacecraft attitude determination and control. Dordrecht, the Netherlands: D. Reidel Publishing Company, 1978, 876 p.
- [4] Калёнова В.И., Морозов В.М. Лине́йные нестационарные системы и их приложения к задачам механики. Москва, Физматлит, 2010, 208 с.
- [5] Калёнова В.И., Морозов В.М. Приводимость линейных нестационарных систем второго порядка с управлением и наблюдением. Прикладная математика и механика, 2012, т. 76, № 4, с. 576–586.
- [6] Морозов В.М., Калёнова В.И. Управление спутником при помощи магнитных моментов: управляемость и алгоритмы стабилизации. Космические исследования, 2020, т. 58, № 3, с. 199–207. DOI: <https://doi.org/10.31857/S0023420620030048>
- [7] Kalenova V.I., Morozov V.M. Novel Approach to Attitude Stabilization of Satellite using Geomagnetic Lorentz forces. Aerosp. Sci. Technol., 2020, vol. 106. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.ast.2020.106105>
- [8] Калёнова В.И., Морозов В.М., Рак М.Г. О стабилизации регулярных прецессий спутника при помощи магнитных моментов. Прикладная математика и механика, 2021, т. 85, № 4, с. 436–453. DOI: <https://doi.org/10.31857/S003282352104010X>

УДК 521.135

О равновесиях гантели в обобщенной задаче Ситникова

Исмагилов Альберт Рафаилович
МАИ

arism8@mail.ru

Красильников Павел Сергеевич
МАИ

krasil06@rambler.ru

Рассмотрены и анализируются равновесия гантели в обобщенной задаче Ситникова. Предполагается, что гантель ориентирована по нормали к плоскости движения двух основных тел. Показан случай, когда орбиты основных тел являются окружностями, авторами применена теория бифуркаций для исследования множества равновесий, как для симметричной, так и для асимметричной гантели. Исследована линейная устойчивость тривиального положения равновесия симметричной гантели в эллиптической задаче Ситникова. В случае некоторой характерной длины гантели доказана неустойчивость тривиального равновесия для всех эксцентриситетов $e \in (0, 1)$.

Ключевые слова: задача Ситникова, гантель, равновесия, линейная устойчивость

В настоящей работе исследуются некоторые стационарные движения симметричной и асимметричной гантели в задаче Ситникова. Предполагается, что гантель состоит из двух точек массами m_1 и m_2 , и, соединенных абсолютно жестким невесомым нерастяжимым стержнем. Гантель ориентирована вдоль оси Oz , нормальной к плоскости движения основных тел и проходящей через их центр масс.

Известно, что в классической задаче Ситникова исследуются движения материальной точки вдоль оси Oz в виде осциллирующих движений с нарастающей амплитудой, хаотических движений, периодических движений и движений с бифуркациями, с устойчивостью относительных равновесий и периодических движений. В обобщенной задаче Ситникова рассматриваются движения твердого тела, когда его центр масс перемещается вдоль нормали Oz к плоскости движения основных тел. Так, в статье [1] описано поступательно-вращательное движение однородного стержня в круговой задаче Ситникова, когда его центр масс перемещается вдоль этой нормали, при этом сам стержень непрерывно вращается вокруг нее, образуя с ней постоянный угол $\pi/2$ (многообразие «гравитационный пропеллер»). Как частный случай, стержень может перемещаться поступательно в синодических осях, будучи ориентирован вдоль оси, соединяющей притягивающие тела, либо быть перпендикулярным этой оси. Он также может целиком принадлежать оси Oz , совершая поступательное одномерное движение вдоль нее, либо покоиться. В более общей постановке некоторые поступательно-вращательные движения твердого тела исследованы в рамках ограниченной задачи трех тел. В работе [2], в рамках классической задачи Ситникова, из предположения, что эксцентриситет орбит основных тел мал, исследована нелинейная задача о существовании периодического движения третьего тела с периодом, кратным периоду обращения основных тел по их орбитам. Также там решена проблема устойчивости (в смысле Ляпунова) этих периодических движений как при возмущениях, сохраняющих траекторию третьего тела прямолинейной, так и при произвольных пространственных возмущениях. Исследование [3] по классической задаче Ситникова показывает суще-

ствование двух взаимодополняющих последовательностей интервалов значений эксцентриситета e , которые накапливаются до максимально допустимого значения эксцентриситета $e = 1$, и такие, что для одной из последовательностей инвариантные кривые вращения вокруг фиксированной точки сохраняются. Более того, они сжимаются до плоскости $z = 0$, поскольку e стремится к 1.

Будем рассматривать задачу Ситникова [4] в обобщенной постановке [1]. Обобщение заключается в замене пассивно-гравитирующей точки на гантель, состоящую из двух точечных масс, соединенных абсолютно жестким невесомым и нерастяжимым стержнем. Нами исследованы равновесия симметричной и асимметричной гантели в круговой задаче ($e = 0$), когда гантель ориентирована вдоль нормали к плоскости движения основных тел. Показано существование бифуркационной длины гантели $l = l^*$, получено аналитическое выражение для равновесий, отличных от тривиального, в параметрическом виде для симметричной гантели. Построена бифуркационная диаграмма равновесий, фазовые портреты колебаний для симметричной и асимметричной гантели.

Рассмотрена также обобщенная эллиптическая задача Ситникова. Исследована устойчивость тривиального равновесия гантели в первом приближении при разных значениях длины гантели и эксцентриситета e . Показано, что увеличение длины гантели ведет к расширению интервалов неустойчивости по эксцентриситету e , найдено наименьшее значение длины гантели $l = 0,983819$, при котором тривиальное равновесие неустойчиво для всех e из интервала $(0,1)$.

*Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда
(проект № № 22–21–00560).*

Литература

- [1] Красильников П.С. О многообразии «гравитационный пропеллер» в обобщенной круговой задаче Ситникова. ПММ, 2021, т. 85, № 5, с. 576–586.
- [2] Markeev A.P. Subharmonic Oscillations in the Near-Circular Elliptic Sitnikov Problem. Mech. Solids, 2020, vol. 55, pp. 1162–1171. DOI: <https://doi.org/10.3103/S0025654420080154>
- [3] Alfaro J.M., Chiralt C. Invariant rotational curves in Sitnikov's problem. Celest. Mech. Dynam. Astron., 1993, vol. 55, pp. 351–367. DOI: <https://doi.org/10.1007/BF00692994>
- [4] Ситников К.А. Существование осциллирующих движений в задаче трех тел. Докл. АН СССР, 1960, т. 133, № 2, с. 303–306.

УДК 629.78

Точное решение усредненных уравнений орбитального движения с периодическим возмущением

Суслов Кирилл Сергеевич

k.suslov@mail.ru

ИПМ им. М.В. Келдыша РАН

Широбоков Максим Геннадьевич

shmaxg@gmail.com

ИПМ им. М.В. Келдыша РАН

Трофимов Сергей Павлович

sertrofimov@yandex.ru

ИПМ им. М.В. Келдыша РАН

Рассмотрен метод усреднения уравнений движения задачи двух тел с периодическим возмущением, который приводит к системе уравнений, имеющей явное решение в конечном виде. Представлены схема усреднения и вывод формул точного решения. Показано, что влияние возмущения может быть параметризовано конечным набором взаимно независимых скалярных величин. Перечислены условия применимости представленного метода усреднения.

Ключевые слова: орбитальное движение, метод усреднения, малая тяга, ряд Фурье

Приближенные модели орбитального движения являются полезным инструментом в задачах небесной механики. Они позволяют быстро получать начальное приближение для оптимизационных схем и проводить качественный анализ динамики. В настоящей работе рассматривается возмущенная задача двух тел, которая широко используется при описании движения естественных и искусственных спутников небесных тел. Учет нецентральности геопотенциала главного тела, сил притяжения других небесных тел, светового давления, сопротивления атмосферы, силы тяги двигателей и прочих возмущений приводит к тому, что уравнения движения не имеют аналитического решения в явном виде, что усложняет их анализ. Аналитические результаты получены для частных случаев возмущений, таких как ускорение, постоянное по амплитуде и направлению [1], постоянное радиальное [2] и тангенциальное [3, 4] ускорение, радиационное давление [5]. Однако для возмущений более общего вида точного решения не существует.

Одним из эффективных способов аппроксимации траекторий в неинтегрируемых системах является метод усреднения. По теореме Н.Н. Боголюбова [6] об усреднении в стандартной системе решение усредненных уравнений движения аппроксимирует решения исходной задачи на отрезке времени, обратно пропорциональном величине возмущения. Стандартная процедура усреднения, примененная к рассматриваемой задаче с периодическим возмущением, приводит к тому, что влияние возмущения может быть параметризовано конечным набором скалярных величин [7, 8]. Однако обычное усреднение не приводит к системе, имеющей точное решение.

В работе представлен метод усреднения уравнений движения возмущенной задачи двух тел при условии, что возмущающее ускорение представимо в виде тригонометрического ряда Фурье по истинной долготе с постоянными коэффициентами. В отличие от стандартного метода, правые части уравнений движения усредняются не по времени, а по истинной долготе на одном витке. Обнаружено, что процесс усред-

нения устраняет зависимость уравнений движения от бесконечного числа коэффициентов рядов Фурье и оставляет только 8 независимых параметров. В результате получаются уравнения, которые имеют аналитическое решение в явном конечном виде. Проведено сравнение точного решения усредненной системы с численным решением неусредненной системы для различных начальных условий и функций возмущения.

Границы применимости метода связаны с представлением возмущающего ускорения и особенностями схемы усреднения. В работе считается, что возмущающее ускорение представимо в виде тригонометрического ряда Фурье по истинной долготе с постоянными коэффициентами. Это допущение является естественным, если величина возмущающего ускорения мала: так как траектория космического аппарата близка к эллиптической на нескольких витках, функция возмущающего ускорения на этом отрезке времени близка к периодической, то есть представимой в виде некоторого ряда Фурье. Особенности схемы усреднения приводят к тому, что аппроксимация неусредненных уравнений движения тем точнее, чем меньше эксцентриситет орбиты: с точностью до членов первого порядка по эксцентриситету предложенное усреднение эквивалентно стандартной схеме.

Полученные результаты можно применить в задаче оптимизации управления орбитальным движением аппарата с двигателем малой тяги. Так как решение усредненной системы зависит от конечного набора параметров, управление параметризуется, а задача оптимального управления сводится к задаче нелинейного программирования небольшой размерности.

*Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда
(проект № 19-11-00256).*

Литература

- [1] Lantoine G., Russell R.P. The Stark model: an exact, closed-form approach to low-thrust trajectory optimization. Proceeding of 21st International Symposium on Space Flight Dynamics, September, 2009.
- [2] Izzo D., Biscani F. Explicit Solution to the Constant Radial Acceleration. Problem Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2015, vol. 38, no. 4, pp. 733–739. DOI: <https://doi.org/10.2514/1.G000116>
- [3] Bombardelli C., Baù G., Peláez J. Asymptotic solution for the two-body problem with constant tangential thrust acceleration. Celestial Mechanics and Dynamical Astronomy, 2011, vol. 110, no. 3, pp. 239–256. DOI: <https://doi.org/10.1007/s10569-011-9353-3>
- [4] Evtushenko I.G. Influence of tangential acceleration on the motion of a satellite. J. Applied Mathematics and Mechanics, 1967, vol. 30, no. 3, pp. 710–716.
- [5] Dankowicz H. Some special orbits on the two-body problem with radiation pressure. Celestial Mechanics and Dynamical Astronomy, 1994, vol. 58, pp. 353–370. DOI: [https://doi.org/10.1016/0021-8928\(67\)90109-8](https://doi.org/10.1016/0021-8928(67)90109-8)
- [6] Боголюбов Н.Н., Митропольский Ю.А. Асимптотические методы в теории нелинейных колебаний. Москва, Государственное издательство физико-математической литературы, 1957, 410 с.
- [7] Hudson J.S., Scheeres D.J. Reduction of Low-Thrust Continuous Controls for Trajectory Dynamics. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2009, vol. 32, no. 3, pp. 780–787. DOI: <https://doi.org/10.2514/1.40619>

УДК 531.352

Модельная задача о движении по леерной связи под солнечным парусом

Васькова Варвара Сергеевна

МАИ

udavchik-zelnyyy@rambler.ru

Родников Александр Владимирович

МАИ

rodnikovav@mai.ru

Сформулирована модельная задача о движении космического аппарата с солнечным парусом вдоль троса, закрепленного на двух гелиоцентрических космических станциях. Решаются задачи возможности и оптимальности по времени перемещений космического аппарата вдоль границы эллипса, ограничивающего его движения в плоскости гелиоцентрической орбиты в случаях, когда солнечный парус неизменно ориентирован по отношению к солнечным лучам или же его положение определяется необходимостью наискорейшего перемещения.

Ключевые слова: солнечный парус, леерная связь, односторонняя связь, космическая станция, космическая тросовая система

При исследовании космического пространства может возникать необходимость перемещения грузов между достаточно близко расположенными космическими станциями. Для такой транспортировки можно использовать трос, связывающий эти станции, вдоль которого курсирует некий космический аппарат. Для исключения затрат топлива, этот аппарат может быть оснащен энергонезависимым двигателем, например, солнечным парусом [1]. Конечно, движение под солнечным парусом нельзя назвать быстрым, но можно привести примеры ситуаций, когда продолжительность транспортировки будет вполне допустимой.

В настоящей работе рассматривается модельная задача перемещения легкого космического аппарата с солнечным парусом вдоль троса, соединяющего две тяжелые космические станции, двигающиеся по одной гелиоцентрической орбите. При этом трос рассматривается, как и в первых теоретических исследованиях космических тросовых систем ([2, 3] др.), как идеальная односторонняя связь, причем космический аппарат не оказывает влияния на движение космических станций, а солнечный парус представляет собой идеальное плоское зеркало, которое можно располагать под любым углом к направлению солнечных лучей. Движение изучается в орбитальной системе отсчета, определяемой правой декартовой системой координат с началом в середине отрезка, соединяющего гелиоцентрические станции и осями, направленными соответственно от Солнца, в направлении движения гелиоцентрических станций и перпендикулярно плоскости их орбиты. Кроме того, движение рассматривается на временах настолько малых, что неинерциальностью орбитальной системы отсчета можно пренебречь.

В рамках сделанных предположений, движение аппарата с солнечным парусом в орбитальной системе отсчета ограничено некоторым эллипсоидом вращения с фокусами в точках закрепления концов троса, то есть на космических станциях. Уравнения движения этого аппарата могут быть записаны как обобщение соответствующих

уравнений из [4]. Переходом к безразмерным переменным и безразмерному времени они могут быть записаны в форме, не содержащей физических параметров задачи, за исключением эксцентриситета эллипсоида, ограничивающего движение. Сами же физические параметры, такие как длина троса, масса аппарата, характерная величина солнечного давления оказываются задействованными только в определении единиц безразмерных длины и времени. Полученные уравнения допускают интегральное многообразие движений в плоскости гелиоцентрической орбиты. В дальнейшем рассматриваются движения только в пределах этого многообразия при натянутом тросе, то есть по границе некоторого эллипса в плоскости гелиоцентрической орбиты.

В работе решается несколько задач динамики космического аппарата. Во-первых, находятся все пары точек на эллипсе, между которыми возможно перемещение с неизменно направленной нормалью к парусу и нулевыми начальной и конечной скоростями, приводится геометрическая интерпретация условий, при которых такое перемещение возможно. Во-вторых, решается задача поиска длины троса для наискорейшего перемещения между вершинами эллипса при парусе во все время движения перпендикулярном солнечным лучам. В третьих, в каждой точке эллипсоида определяется расположение солнечного паруса, обеспечивающее максимально возможное ускорение движения вдоль границы эллипса. Решение этой задачи используется для определения оптимальной длины троса для наискорейшего перемещения между вершинами эллипса для случаев нулевой начальной и конечной скоростей. Для этого производится полное интегрирование уравнений движения, ограниченных на интегральном многообразии при движении с натянутым тросом. В результате указывается, в частности, что перемещение будет наиболее быстрым, если длина троса будет больше расстояния между станциями примерно на десять процентов. При этом оказывается, что минимально возможная продолжительность перемещения между вершинами эллипса, расположенными в 2 км друг от друга, для аппарата с характеристиками как у LightSail-2 на расстоянии в 1 а.е. от Солнца составляет около 4 часов, что приемлемо с учетом отсутствия топливных затрат, но перемещение на расстояние в 200 км аппарата массой 100 кг и площадью паруса 100 м^2 требует уже более 4 суток, что может оказаться и неприемлемым.

Литература

- [1] Поляхова Е.Н. Космический полет с солнечным парусом. Москва, Изд-во УРСС, 2010, 302 с.
- [2] Белецкий В.В. Очерки о движении космических тел. Москва, Изд-во УРСС, 2017, 432 с.
- [3] Белецкий В.В., Новикова Е.Т. Об относительном движении связки двух тел на орбите. Космические исследования, 1969, т. 7, № 3, с. 377–384.
- [4] Rodnikov A.V. Coastal navigation by a solar sail. IOP Conf. Ser.: Mater. Sci. Eng., 2020, vol. 868, art. no. 012021. DOI: <https://doi.org/10.1088/1757-899X/868/1/012021>

УДК 629.785

Изучение астероидов, сближающихся с Землей, с помощью космического аппарата, функционирующего в окрестности точки либрации

Пупков Максим Владимирович
ИКИ РАН

pmv16m234@student.bmstu.ru

Эйсмонт Натан Андреевич
ИКИ РАН

natan-eismont@yandex.ru

Старинова Ольга Леонардовна
Самарский университет

solleo@mail.ru

Зубко Владислав Александрович
ИКИ РАН

werrert2014@yandex.ru

Федяев Константин Сергеевич
ИКИ РАН

ksfedyaev@gmail.com

Рассмотрены сценарии баллистических перелетов космического аппарата, находящегося в окрестности коллинеарной точки либрации системы Солнце–Земля, к астероидам, сближающимся с Землей, после выполнения основных задач миссии. Предлагается направить космические аппараты «Спектр-Рентген-Гамма», Deep Space Climate Observatory и Gaia на траектории тесного сближения с исследуемыми потенциально опасными астероидами для их изучения с близкого расстояния. Также рассмотрена возможность применения космического аппарата с двигателем малой тяги для решения аналогичных задач. Сделан вывод об осуществимости таких перелетов, принимая во внимание оценочные значения остаточных запасов топлива на борту космического аппарата.

Ключевые слова: сближающиеся с Землей астероиды, «Спектр-Рентген-Гамма», солнечно-земные точки либрации, перелет к астероиду, малый космический аппарат

В текущем исследовании показаны различные возможности продления миссии космического аппарата, находящегося в окрестности солнечно-земной коллинеарной точки либрации, для определения физических характеристик астероидов, сближающихся с Землей. Такое продление возможно, если основные бортовые системы космического аппарата исправно функционируют после завершения запланированной части миссии, а также в топливных баках имеется достаточное количество рабочего тела для осуществления необходимых импульсов. Подобная задача была успешно решена в проекте ICE-3 (ISEE-3) [1], изначальной целью которого являлось исследование солнечного ветра в окрестности солнечно-земной точки либрации L_1 . После завершения основной программы полета было выполнено несколько гравитационных маневров у Луны, после которых космический аппарат был успешно перенаправлен к кометам Джакобини-Циннера и Галлея. Также следует отметить межпланетную станцию “NEAR Shoemaker” [2], которая совершила в июне 1997 года пролет на расстоянии 1200 километров от астероида Матильда с относительной скоростью 10 км/с и

получила более 500 изображений этого небесного тела, а также измерила его магнитное поле и массу.

В настоящее время существует ряд космических аппаратов, которые функционируют в окрестностях солнечно-земных коллинеарных точек либрации. К их числу относится космическая обсерватория «Спектр-Рентген-Гамма» (СРГ) [3], которая была успешно запущена в июле 2019 года и в настоящее время находится на орбите вокруг точки либрации L_2 системы Солнце-Земля. В работе также рассмотрены возможности использования космических аппаратов Deep Space Climate Observatory (DSCOVR) [4] и Gaia [5], которые находятся в окрестностях солнечно-земных точек либрации L_1 и L_2 соответственно. Основной миссией обсерватории СРГ является создание карты видимой Вселенной в рентгеновском диапазоне. Спутник DSCOVR предназначен для наблюдения за Солнцем и земным климатом, а также для усовершенствования системы оповещения о природных катаклизмах. Важнейшей научной задачей телескопа Gaia является исследование звезд с целью прояснения возникновения и развития нашей Галактики. Используя имеющиеся навигационные ресурсы, системы ориентации и орбитального управления данных космических аппаратов, мы получаем возможность проводить ряд дополнительных экспериментов.

По предварительным оценкам, к 2029 году, после выполнения основной миссии, на борту космической обсерватории СРГ останется достаточное количество топлива для подачи импульсов, необходимых для близкого пролета некоторых астероидов. 2029 год представляет особый интерес, поскольку в этом году состоится очередное тесное сближение с Землей потенциально опасного астероида Апофис [6]. Таким образом, этот объект может рассматриваться как один из наиболее предпочтительных для дополнительных исследований, включающих уточнение массы. Подтверждено, что при соответствующих орбитальных маневрах, удовлетворяющих ограничениям по характеристической скорости, космический аппарат СРГ может сблизиться с астероидом Апофис на любое заданное расстояние. Показано, что после встречи с Апофисом аппарат может вернуться на ограниченную орбиту вокруг солнечно-земной точки либрации L_2 . Помимо Апофиса в качестве кандидата для подобной миссии рассматривается астероид 1990 MU, очередное тесное сближение с Землей которого состоится в 2027 году.

Так как основная миссия спутника DSCOVR продлена, то данный космический аппарат также представляет интерес для исследования астероидов, сближающихся с Землей. Показано, что спутник DSCOVR может приблизиться к астероиду 1997 XF₁₁ при тех же ограничениях на величину перелетного импульса, что и для обсерватории СРГ. Также показано, что космический аппарат Gaia может быть перенаправлен к астероиду 1997 NC₁ после завершения своей основной миссии в 2026 году.

Обсуждается также возможность использования для исследования астероидов, сближающихся с Землей, космического аппарата, снабженного двигателем малой тяги. Рассмотрено несколько примеров подобной миссии.

Предварительные расчеты показывают перспективность данных подходов. Основными преимуществами являются оперативность таких миссий и экономия земных ресурсов.

Литература

- [1] 1. Dunham D.W., Farquhar R.W. The 2014 Earth return of the ISEE-3/ICE spacecraft. *Acta Astronautica*, 2015, vol. 110, pp. 29–42. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2015.01.002>

- [2] Discovery is NEAR. Available at: <https://near.jhuapl.edu/> (accessed November 20, 2022).
- [3] СПЕКТР-ПГ. URL: <https://iki.cosmos.ru/missions/spektr-rg> (дата обращения 20.11.2022). / SPEKTR-RG [SPEKTR-RG]. Available at: <https://iki.cosmos.ru/missions/spektr-rg> (accessed November 20, 2022).
- [4] DSCOVR: Deep Space Climate Observatory. Available at: <https://www.nesdis.noaa.gov/current-satellite-missions/currently-flying/dscovr-deep-space-climate-observatory> (accessed November 20, 2022).
- [5] ESA Science and Technology – Gaia. Available at: <https://sci.esa.int/web/gaia/> (accessed November 20, 2022).
- [6] NEO Earth Close Approaches: Center for Near Earth Object Studies. Available at: <https://cneos.jpl.nasa.gov/ca/> (accessed November 20, 2022).

УДК 629.78

Управление движением космического аппарата-робота в задаче сборки космической станции на околоземной орбите

Орлов Владислав Владимирович
ИПМ им. М.В. Келдыша РАН

orlov.vv@phystech.edu

Иванов Данил Сергеевич
ИПМ им. М.В. Келдыша РАН

danilivanovs@gmail.com

Рассмотрена задача сборки орбитальной конструкции ферменного типа с помощью космического аппарата, оснащенного двумя роботизированными манипуляторами. С помощью манипуляторов аппарат способен совершать отталкивание от конструкции для достижения требуемой точки конструкции. В работе рассматривается нахождение вектора скорости отталкивания для оптимального движения аппарата-сборщика. Представлены результаты численного исследования управляемого движения под действием предложенных алгоритмов управления.

Ключевые слова: орбитальная станция, малый космический аппарат, управление движением, сборка на орбите

Размещение крупногабаритных конструкций на околоземной орбите необходимо для решения ряда важных и актуальных задач, таких как строительство орбитальных станций, создание орбитальных электрических ферм или крупногабаритных антенн связи. Вследствие невозможности запуска таких конструкций с собранным виде, представляется разумным проводить их сборку на орбите с помощью специальных аппаратов, способных перемещаться по конструкции и скреплять ее составные части [1, 2]. Перемещение по конструкции возможно организовать с помощью роботизированных манипуляторов, установленных на аппарате. Другой вариант перемещения может быть основан на отталкивании от конструкции, что задаст траекторию свободного полета, обеспечивающую попадание в заданную точку строящейся станции. Устройство для отталкивания состоит из призматических и вращательных звеньев [3].

В настоящей работе рассматривается построение заданной конструкции ферменного типа с помощью стержней. В начальный момент времени на околоземной круговой орбите находятся контейнер с набором стержней заданной длины и космический аппарат с двумя роботизированными манипуляторами, с помощью которых проводится захват и удержание стержней, отталкивание от конструкции для задания требуемой относительной траектории движения, фиксация аппарата в требуемой точке конструкции, а также соединение стержней. Во время сборки аппарат может находиться в точках соединения стержней, в точке, где аппарат достает новые стержни из контейнера, а также в некоторых промежуточных точках. Назовем эти заданные положения аппарата точками захвата. Импульс, сообщенный аппарату вследствие отталкивания, полностью определяет его траекторию в орбитальной системе координат [4]. Требуется построить с помощью отталкивающих импульсов такое управление движением аппарата, в результате которого он будет способен перемещаться между точками захвата. Предполагается, что конструкция представляет собой твердое тело, на движение конструкции влияет гравитационный момент и импульсы отталкивания и прикрепления аппарата,

тензор инерции мгновенно изменяется в эти моменты времени. Угловое движение аппарата во время свободного движения не рассматривается. При решении задачи учитывается предотвращение столкновения аппарата с конструкцией вне точек захвата.

Задача перемещения аппарата между точками захвата является краевой задачей с фиксированными концами, в которой требуется определить вектор скорости отталкивания. Вследствие геометрии конструкции решения краевой задачи может не существовать. В этом случае достижение точки захвата осуществляется с помощью управления с помощью бортового двигателя малой тяги. В работе предложены алгоритмы управления с обратной связью для решения этой задачи: ПД-регулятор, линейно-квадратичный регулятор. Проводится численное моделирование процесса сборки орбитальной конструкции заданной конфигурации. Для предотвращения раскрутки конструкции в случае неединственного решения краевой задачи выбираются векторы скорости отталкивания, которые приводят к уменьшению угловой скорости. В работе представлены результаты численного исследования управляемого движения под действием предложенных алгоритмов управления.

Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда (проект № 22-21-00845).

Литература

- [1] Piskorz D., Jones K. On-orbit assembly of space assets: A path to affordable and adaptable space infrastructure. The Aerospace Corporation. Available at: https://aerospace.org/sites/default/files/2018-05/OnOrbitAssembly_0.pdf (accessed November 15, 2022).
 - [2] Gralla E., De Weck O. Strategies for on-orbit assembly of modular spacecraft. Journal of the British Interplanetary Society, 2007, vol. 60, pp. 219–227.
 - [3] Колюбин С.А. Динамика роботехнических систем. Санкт-Петербург, Университет ИТМО, 2017, 117 с.
 - [4] Clohessy W.H., Wiltshire R.S. Terminal Guidance System for Satellite Rendezvous. Journal of the Aerospace Sciences, 1960, vol. 27, no. 9, pp. 653–678. DOI: <https://doi.org/10.2514/8.8704>
- Sciences, 1960, vol. 27, no. 9, pp. 653–678. DOI: <https://doi.org/10.2514/8.8704>

УДК 629.78

Аспекты динамики, управления и навигации в рамках научного этапа миссии к фокусу гравитационной линзы Солнца

Перепухов Денис Глебович

dperepukhov@yandex.ru

ИПМ им. М.В. Келдыша РАН

Широбоков Максим Геннадьевич

shmaxg@gmail.com

ИПМ им. М.В. Келдыша РАН

Корнеев Кирилл Романович

kirill_rnd@mail.ru

ИПМ им. М.В. Келдыша РАН

Рассмотрена проблема автономного управления и навигации космическим аппаратом при полете в области гравитационного фокуса Солнца в рамках миссии по получению прямых изображений экзопланеты. Для описания движения космического аппарата в гравитационном фокусе Солнца предложено использовать неинерциальную систему координат, жестко связанную с гравитационным фокусом Солнца. Приведены уравнения движения космического аппарата в данной системе координат. Показано, что в условиях миссии можно пренебречь влиянием гравитационного притяжения Солнца на космический аппарат, что заметно упрощает задачу. Исследованы различные методы автономного управления космическим аппаратом в гравитационном фокусе Солнца (ПИД-регулятор, принцип максимума Понтрягина, Model Predictive Control), рассмотрены методы автономной навигации в гравитационном фокусе Солнца (навигация по видимому кольцу Эйнштейна, навигация по сигналам рентгеновских пульсаров).

Ключевые слова: солнечная гравитационная линза, гравитационная линза Солнца, гравитационный фокус Солнца, динамика, управление, навигация, автономность

Гравитационное линзирование — это эффект преломления световых лучей гравитационным полем массивного тела [1]. Этот эффект был предсказан теорией относительности Эйнштейна и с тех пор многократно подтверждался астрономическими наблюдениями. Сегодня же активно развивается концепт использования Солнца как гравитационной линзы, ведутся работы по проектированию миссии к гравитационному фокусу Солнца [2, 3]. В рамках данной миссии планируется получить прямое изображение заранее выбранной экзопланеты, путем отправки группировки космических аппаратов (КА) в область гравитационного фокуса Солнца (ГФС) — область, в которой сходятся преломленные гравитацией Солнца лучи от экзопланеты. Сама область ГФС представляет собой бесконечный прямой круговой цилиндр радиусом в несколько километров, осью которого является луч, лежащий на прямой, проходящей через изучаемую экзопланету и центр масс Солнца [2]. Данный луч направлен «от» Солнца и экзопланеты, его начало находится на расстоянии ~550 астрономических единиц (а. е.) от Солнца. Очевидно также, что ось ГФС всегда находится в движении в силу постоянного движения Солнца и экзопланеты. Чтобы достичь ГФС предлагается [2, 3] использовать КА с солнечными парусами, которые, за счет близкого пролета

Солнца, приобретут большую скорость и покинут Солнечную систему с гиперболическим избытком скорости ~ 25 а. е./год (118,5 км/с). В самом же ГФС аппараты, экипированные телескопами, будут пиксель-за-пикселем собирать изображение экзопланеты. Согласно теоретическим исследованиям [4], за ~ 14 месяцев можно будет получить изображение земледобной экзопланеты с разрешением ~ 10 км на пиксель. Однако чтобы сформировать столь четкое изображение, КА должны будут отслеживать пиксели изображения с точностью в единицы метров [2]. Это поднимает проблему управления и навигации КА в ГФС, которые, в силу удаленности ГФС от Земли, должны быть полностью автономны. Данной проблеме и посвящена работа. В рамках работы: вводятся необходимые системы координат и формируется модель движения КА в ГФС; исследуются алгоритмы автономного управления КА в ГФС (ПИД регулятор, управление на основе принципа максимума Понтрягина, Model Predictive Control), изучается их эффективность в различных условиях; рассматриваются возможные способы навигации в области ГФС (навигация по сигналам рентгеновских пульсаров, навигация по видимому кольцу Эйнштейна). Изучаемые вопросы представляют интерес с научной точки зрения ввиду сложности предъявляемых требований, а также являются крайне актуальными для миссии к ГФС.

Требования к управлению зависят от этапа миссии. Если КА осуществляет сбор изображения вблизи линии фокуса ГФС, то задача управления — с высокой точностью (~ 1 м) стабилизировать КА в нужной точке плоскости изображения. Если же КА находится далеко от линии фокуса ГФС, то основная цель управления — подвести его ближе к этой линии, при этом требования по точности могут быть значительно ослаблены. Для решения этих задач были исследованы следующие типы управления: ПИД регулятор — используется на «ближнем» этапе, позволяет стабилизировать КА в нужной точке даже при наличии ошибок модели и внешних возмущений, однако требует тонкой настройки коэффициентов; управление на основе принципа максимума Понтрягина — используется на «дальнем» этапе, позволяет построить оптимальное управление, которое, однако, может быть неустойчиво к ошибкам. Для улучшения работы обоих методов используется подход Model Predictive Control [5], который позволяет динамически адаптировать управление, опираясь на уточняющиеся со временем траекторные измерения.

Все предложенные методы управления требуют знания положения и скорости КА относительно ГФС. Помимо этого, для передачи данных на Землю, необходимо также знать положение КА относительно Земли. Для решения обозначенных проблем навигации были изучены возможности: метода навигации КА по сигналам рентгеновских пульсаров [6]; метода навигации КА по видимому кольцу Эйнштейна [7].

В работе рассматривается проблема управления и навигации КА в области гравитационного фокуса Солнца. Предлагается неинерциальная система координат, удобная для описания движения КА в рамках миссии. Записываются уравнения движения КА в этой системе координат. Показывается, что в условиях миссии можно не учитывать влияние гравитации Солнца. Изучаются методы автономного управления и навигации КА в ГФС.

*Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда
(проект № 22-71-00051, https://rscf.ru/prjcard_int?22-71-00051).*

Литература

- [1] Eddington A.S. Space, time and gravitation: An outline of the general relativity theory. Cambridge University Press, 1920.
- [2] Turyshev S.G. et al. Direct Multipixel Imaging and Spectroscopy of an Exoplanet with a Solar Gravity Lens. arXiv:2002.11871v2, 2020.
- [3] Helvajian H. et al. A mission architecture to reach and operate at the focal region of the solar gravitational lens. arXiv:2207.03005, 2022.
- [4] Turyshev S.G., Toth V.T. Resolved imaging of exoplanets with the solar gravitational lens. Monthly Notices of the Royal Astronomical Society, 2022, vol. 515, no. 4, pp. 6122–6132. DOI: <https://doi.org/10.1093/mnras/stac2130>
- [5] Garcia C.E., Prett D.M., Morari M. Model predictive control: Theory and practice — A survey. Automatica, 1989, vol. 25, no. 3, pp. 335–348. DOI: [https://doi.org/10.1016/0005-1098\(89\)90002-2](https://doi.org/10.1016/0005-1098(89)90002-2)
- [6] Родин А.Е., Орешко В.В., Потапов В.А., Пширков М.С., Сажин М.В. Принципы космической навигации по пульсарам. Астрономический журнал, 2020, т. 97, № 6, с. 476–504. DOI: <https://doi.org/10.31857/S0004629920070051>
- [7] Turyshev S.G., Toth V.T. Navigating stellar wobbles for imaging with the solar gravitational lens. Physical Review D, 2022, vol. 105, no. 4. DOI: <https://doi.org/10.1103/PhysRevD.105.044012>

УДК 629.784

Анализ влияния краевых условий на затраты характеристической скорости космического аппарата при перелете к лунной орбитальной станции с использованием «грависферного» маневра

Беляева Екатерина Константиновна

ketti-g67@mail.ru

ПАО «РКК «Энергия»

Муртазин Рафаил Фарвазович

rfmurtazin@bmstu.ru

ПАО «РКК «Энергия»

Рассмотрено влияние наклона отлетной околоземной орбиты, времени полета по транслунной траектории и высоты целевой окололунной орбиты на затраты характеристической скорости космического аппарата при перелете к лунной орбитальной станции с использованием «грависферного» маневра. «Грависферным» маневром называется биэллиптическое выведение на высокую окололунную орбиту с апоселением переходной орбиты, находящимся за пределами грависферы Луны. Анализ полученных результатов показал, что при различных краевых условиях использование «грависферного» маневра требует значительно меньших затрат характеристической скорости в сравнении с прямым перелетом. Однако применение «грависферного» маневра целесообразно для окололунных орбит высотой более 5000 км.

Ключевые слова: лунная программа, грависфера Луны, полярная орбита, «грависферный» маневр, неблагоприятия

Для реализации Российской лунной программы рассматривается двухпусковая схема высадки экипажа на поверхность Луны с использованием ракет-носителей (РН) сверхтяжелого класса «Енисей», которые последовательно выводят на околоземную орбиту лунный взлетно-посадочный корабль (ЛВПК) и пилотируемый транспортный корабль (ПТК). ЛВПК и ПТК осуществляют прямой перелет на низкую окололунную орбиту (НОЛО), где стыкуются друг с другом для дальнейшей высадки космонавтов на поверхность Луны. Затраты характеристической скорости при прямом перелете на НОЛО составляют $\sim 3,15$ км/с для отлетного импульса при выходе на транслунную траекторию и ~ 900 м/с на выдачу тормозного импульса в окрестности Луны (время перелета 3,5 суток) [1].

В США рассматривается возможность доставки астронавтов на поверхность Луны через окололунную орбитальную станцию Deep Space Gateway, расположенную на высокоэллиптической гало-орбите NRHO (Near Rectilinear Halo Orbit). В дальнейшем предполагается ее использование для полетов к другим планетам в качестве Космопорта. Суммарные затраты характеристической скорости на выдачу тормозного импульса в окрестности Луны для перехода на NRHO составляют ~ 480 м/с, что в два раза меньше по сравнению с затратами для низкой окололунной орбиты. Существенным недостатком NRHO является ее неустойчивость, приводящая к необходимости проведения коррекций с частотой 1–2 раза за один виток, составляющий ~ 7 суток. Ввиду малой величины этих коррекций требуется высокая точность измерения параметров орбиты станции [2].

Альтернативой станции на NRHO может служить станция, развернутая на полярной круговой высокой окололунной орбите высотой $\sim 10\,000$ км (ВОЛО). Такая орбита является более устойчивой, чем NRHO и для ее поддержания достаточно 2–3 коррекций в год [3]. Биэллиптическое выведение на ВОЛО с апоселением переходной орбиты, находящимся за пределами грависферы Луны и названное «грависферным» маневром позволяет достигать меньших затрат характеристической скорости, чем для NRHO ~ 350 м/с [4].

В работе проведен анализ влияния краевых условий на затраты характеристической скорости космического аппарата при достижении ВОЛО, на которой расположена лунная орбитальная станция, с использованием «грависферного» маневра. Рассмотрена зависимость затрат характеристической скорости от наклона отлетной околоземной орбиты, времени полета по транслунной траектории и высоты целевой окололунной орбиты. Проведено сравнение перелета с использованием «грависферного» маневра с прямым перелетом на окололунные орбиты.

Анализ полученных результатов показал, что при различных краевых условиях использование «грависферного» маневра требует значительно меньших затрат характеристической скорости в сравнении с прямым перелетом. Однако применение «грависферного» маневра целесообразно для окололунных орбит высотой более 5000 км.

Литература

- [1] Левантовский В.И. Механика космического полета в элементарном изложении. Москва, Наука, 1980, 512 с.
- [2] Whitley R., Martinez R. Options for staging orbits in cislunar space. Aerospace Conference IEEE, Big Sky, MT, USA, 2016, p. 9.
- [3] 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.
- [4] Муртазин Р.Ф. Эффективное выведение КА на высокую круговую окололунную орбиту. Космонавтика и ракетостроение, 2019, № 3 (108), с. 5–12.

УДК 629.7.031.7

Управление солнечным парусом для межпланетного перелета Земля–Марс

Демина Алена Юрьевна

Самарский университет

al.demina22@gmail.com

Старинова Ольга Леонардовна

Самарский университет

solleo@mail.ru

Представлена процедура определения оптимальной функции включения-выключения управления космическим аппаратом с солнечным парусом при минимальном времени перелета. В работе описана математическая модель управляемого движения космического аппарата с солнечным парусом при использовании управляющих поверхностей. Описана математическая модель углового движения космического аппарата с солнечным парусом, необходимого для осуществления оптимального перелета с орбиты Земли на орбиту Марса. Проведенный баллистический расчет пролета космическим аппаратом с солнечным парусом орбиты Марса, а также перелета к Марсу с выравниванием скорости показал возможность определения функции управления при минимальном времени перелета.

Ключевые слова: космический аппарат с солнечным парусом, межпланетный перелет, управление движением, математическая модель

Солнечный парус — приспособление, использующее давление солнечного света на отражающую поверхность для приведения в движение космического аппарата [1]. Активное управление положением солнечного паруса необходимо для регулировки силы давления солнечного излучения для изменения траектории и управления орбитой [2]. В данной работе представлен новый подход выбора оптимального управления на основе совместного анализа движения центра масс и относительно центра масс и, следовательно, разработанная процедура определения оптимальной функции управления (включения-выключения управляющих элементов) космическим аппаратом с солнечным парусом для обеспечения минимального времени перелета.

Стартовой орбитой является круговая гелиоцентрическая траектория, совпадающая с орбитой Земли. Для описания гелиоцентрического движения космического аппарата с солнечным парусом используется плоская полярная система координат.

Рассмотрен солнечный парус с идеально отражающей поверхностью со сторонами a и b и двумя управляющими поверхностями с изменяемой отражательной способностью шириной h и длиной a . В таком случае будет возможно два варианта работы, управляющих поверхностей. При $\delta = -1$ управляющие поверхности полностью поглощают фотоны. При $\delta = 0$ пленка полностью прозрачна и, соответственно, является идеально отражающей поверхностью. При $\delta = +1$ обе поверхности находятся в одинаковом состоянии и, следовательно, управляющего момента не возникает. Таким образом, попеременным включением и выключением соответствующих управляющих поверхностей на парусе появляется возможность совершать его развороты необходимые для межпланетного перелета [3].

Для такой задачи составлена система дифференциальных уравнений, описывающих управляемое движение космического аппарата с солнечным парусом. Задача баллистической оптимизации межпланетного перелета сформулирована следующим образом [4].

Определить вектор функции управления $\bar{u}(t) \in U$ и вектор баллистических параметров перелета $b \in B$, доставляющие при заданной массе космического аппарата с солнечным парусом минимальное время перелета и обеспечивающие выполнение целевой задачи проекта, описываемой множеством допустимых фазовых координат аппарата $\bar{x}(t) \in X$:

$$T_{opt} = \min_{n \in U, b \in B} T \left(M_0 = \text{fixe}, \bar{x}(t) \in X, \bar{u}(t), b \right).$$

Для определения оптимального закона изменения угла управления вектором ускорения $\bar{u}(t)$, а следовательно функции включения-выключения управляющих плоскостей δ_{opt} использовался принцип максимума Понтрягина.

Разработано программное обеспечение, позволяющее решать краевые задачи и осуществлять моделирование гелиоцентрического управляемого движения. Решены задачи о перелетах Земля–Марс для широкого набора проектных параметров паруса. В процессе моделирования получены траектории движения и минимальные длительности перелетов соответствующие различным массам космического аппарата с различными площадями поверхности солнечного паруса и шириной управляющих плоскостей. Так, для космического аппарата с солнечным парусом массой 1 кг для достижения минимального времени перелета длительностью 52,34 суток потребуются управляющие поверхности шириной 0,01 м. В то время как для космического аппарата с солнечным парусом массой 9 кг для достижения Марса потребуются 202,51 суток и 0,04 м соответственно.

Литература

- [1] Официальный сайт «Академик». URL: <https://dic.academic.ru/> (дата обращения 12.11.2022).
- [2] Поляхова Е.Н. Космический полет с солнечным парусом. Москва, Либроком, 2018.
- [3] IKAROS Mission Overview. Japan Aerospace Exploration Agency. Available at: https://global.jaxa.jp/countdown/f17/overview/ikaros_e.html (accessed November 18, 2022).
- [4] Старинова О.Л. Расчет межпланетных перелетов космических аппаратов с малой тягой. Самара, Самарский научный центр РАН, 2007, 196 с.

УДК 629.19

Анализ «баллистического» метода Охоцимского — Егорова для решения задачи Эйлера — Ламберта

Ивашкин Вячеслав Васильевич

V.V.Ivashkin@mail.ru

Институт прикладной математики имени М.В. Келдыша РАН

Решение задачи Эйлера — Ламберта является одним из важнейших элементов механики космического полета. Эта задача состоит в построении орбиты перелета между двумя заданными точками за заданное время в центральном ньютоновском гравитационном поле. Есть много методов решения этой задачи. В «баллистическом» методе за основной параметр берется угол наклона начальной скорости к трансверсали. В работе рассматриваются основы алгоритма этого метода построения орбиты перелета.

Ключевые слова: механика космического полета, задача Эйлера-Ламберта, центральное ньютоновское гравитационное поле, баллистический метод построения орбиты перелета

Одним из важнейших элементов механики космического полета является решение задачи Эйлера — Ламберта. В рамках центрального ньютоновского гравитационного поля, обычно гелиоцентрического для модели точечных сфер действия планет, эта задача состоит в построении первого приближения для орбиты перелета между двумя заданными точками за заданное время. Затем, если необходимо, данное приближение уточняется, с учетом возмущений и некоторых уточнений модели движения.

Есть много методов решения этой задачи Эйлера — Ламберта, обычно основанных на построении однопараметрического семейства орбит перелета между заданными точками и определении необходимой орбиты перелета в этом множестве. В соответствии с теоремой Ламберта [1] в классическом методе [2–4] за параметр семейства берется большая полуось орбиты перелета. Для этого метода подробно исследованы его свойства, в частности вопросы существования и единственности решения задачи. Очень интересную, геометрическую интерпретацию Теоремы Ламберта дал русский ученый-механик Н.Е. Жуковский [1]. В работах [5–7] развиты новые, универсальные методы. Один из них эффективно использован в [8] для получения орбит перелета к опасному астероиду Apophis. В [9] дан сравнительный анализ нескольких употребительных методов.

В разбираемом в настоящей работе «баллистическом» методе за основной параметр берется угол наклона θ_1 начальной скорости к трансверсали. В работе рассматриваются основы алгоритма этого метода построения орбиты перелета. Д.Е. Охоцимский получил формулу для величины начальной скорости V_1 , приводящей материальную точку из начального положения, при угле наклона к трансверсали θ_1 и расстоянии до центра притяжения r_1 в конечную точку с расстоянием до центра притяжения r_2 , с углом перелета φ :

$$2\beta_1 = \frac{1 - \cos\varphi}{\left(\frac{r_1}{r_2} - \cos\varphi\right) \cos^2\theta_1 + \sin\varphi \sin\theta_1 \cos\theta_1},$$

здесь слева скоростной параметр β_1 — отношение квадратов начальной скорости и начальной параболической скорости.

Меняя угол θ_1 в допустимом множестве, находим то его значение, для которого время перелета в конечную точку равно, с некоторой точностью, заданному времени перелета. Для данного метода можно решить вопросы существования и единственности решения задачи. В.А. Егоров был, пожалуй, первым, построившим алгоритм решения задачи Эйлера-Ламберта на основе «баллистического» метода. Поэтому автор предлагает называть этот метод решения задачи Эйлера — Ламберта методом Д.Е. Охоцимского — В.А. Егорова.

Литература

- [1] Жуковский Н.Е. Собрание сочинений. Т. 1. Общая механика, математика и астрономия. Москва; Ленинград, ОГИЗ. Гос. изд. техн.-теор. лит., 1948, с. 605–609.
- [2] Эльясберг П.Е. Введение в теорию полета искусственных спутников Земли: Москва, Наука. Главная редакция ф.-м. лит., 1965, 549 с.
- [3] Кубасов В.Н., Дашков А.А. Межпланетные полеты: Москва, Машиностроение, 1979, 272 с.
- [4] Охоцимский Д.Е., Сихарулидзе Ю.Г. Основы механики космического полета. Москва, Наука, Гл. ред. физ.-мат. лит., 1990, 448 с.
- [5] Battin Richard H. Astronautical guidance: New York San Francisco Toronto London, McGraw-Hill Book Company, 1964.
- [6] Суханов А.А. Астродинамика: Москва, Институт космических исследований РАН, 2010, 202 с.
- [7] Izzo D. Revisiting Lambert's problem. *Celestial Mechanics and Dynamical Astronomy*, 2015, vol. 121, no. 1, pp. 1–15. DOI: <https://doi.org/10.1007/s10569-014-9587-y>
- [8] Аньци Л. Методика определения траекторий космического аппарата для экспедиции Земля-астероид-Земля с учетом выбора орбит пребывания у астероида и ее применение для экспедиции к астероиду Апофис. Автореф. ... дис. канд. физ.-мат. н. Москва, 2018, 23 с.
- [9] Escobal Pedro Ramon. *Methods of Orbit Determination*: New York-London-Sydney, John Wiley and Sons, Inc., 1965.

УДК 629.78

Метод оптимизации импульсных перелетов с помощью поэтапного введения импульсов на основе аналитической формы базис-вектора и метода продолжения

Иванюхин Алексей Викторович
НИИ ПМЭ МАИ; РУДН

ivanyukhin.a@yandex.ru

Рассмотрен метод оптимизации траекторий перелета космических аппаратов с двигателем большой тяги в импульсном приближении в рамках задачи двух тел, основанный на теории базис-вектора Лоудена и метода продолжения по параметру. На основе аналитической формы записи изменения базис-вектора задача сводится к системе нелинейных уравнений. Для полученной системы уравнений построен алгоритм решения на основе метода продолжения по параметру. Предложенная методика иллюстрируется примерами межорбитальных перелетов в рамках невозмущенной модели задачи двух тел.

Ключевые слова: оптимальное управление космическим аппаратом, импульсные перелеты, базис-вектор Лоудена, метод продолжения по параметру

Задача перелета космического аппарата (КА) с химическим двигателем большой тяги является одной из классических задач механики космического полета, в которой малая длительность работы двигательной установки по сравнению со всей длительностью перелета и заметное изменение скорости КА позволяет заменить участки работы двигательной установки мгновенным изменением скорости. Таким образом оказывается возможным рассматривать программу управления КА как мгновенное (импульсное) изменение скорости в некоторые моменты времени.

Основы теории импульсных перелетов были разработаны Лоуденом [1], где для определения оптимальной траектории используется базис-вектор $\mathbf{p}_v$ — сопряженные переменные к скорости в рамках принципа максимума Понтрягина [2]. Кроме того, если математическая модель пассивного движения КА допускает аналитическое решение, и зависимость $\mathbf{p}_v(t)$ может быть получено в аналитическом виде [1]. Тогда многоточечная краевая задача может быть сведена к системе нелинейных уравнений.

Результаты, полученные Лоуденом, с успехом использовались во многих работах, однако, задача разработки соответствующих эффективных численных методов решения остается актуальной. Традиционный подход к решению заключается в вычислении двухимпульсной траектории (например, на основе решения задачи Ламберта), восстановлении зависимости $\mathbf{p}_v(t)$ на этой траектории и вставкой дополнительных импульсов при нарушении необходимых условий оптимальности [3, 4]. Однако в практической реализации возникает существенная проблема, заключающаяся в необходимости решать каждый раз новую краевую задачу с увеличенным числом условий. Кроме того, известны примеры с несколькими решениями, удовлетворяющими всем необходимым условиям оптимальности импульсного перелета [3, 4], что также является существенной проблемой для численных методов.

Использование метода продолжения для оптимизации импульсных перелетов предлагается в работе [5], где из опорного двухимпульсного перелета путем трансформации конечной орбиты осуществляется переход kl -импульсному решению с заданными краевыми условиями.

В данной работе рассматривается метод вставки дополнительных импульсов на основе метода продолжения по параметру, в качестве которого можно выбрать величину нового импульса или момент его приложения. Это позволяет использовать решение с $n - 1$ числом импульсов как начальное приближение для решения с n импульсами, и тогда метод продолжения по параметру сводит процесс решения к интегрированию серии задач Коши [6]. Данный подход позволяет исследовать проблему множественности решений с помощью анализа бифуркации (разветвления) решений в процессе продолжения [6]. Предложенная методика иллюстрируется примерами межорбитальных перелетов в рамках невозмущенной модели задачи двух тел, проводится сравнение использования в качестве параметра продолжения величины нового импульса скорости и времени его продолжение.

*Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда
(проект № 22-19-00329)*

Литература

- [1] Лоуден Д.Ф. Оптимальные траектории для космической навигации. Москва, Мир, 1966, 152 с.
- [2] Болтянский В.Г. Оптимальное управление дискретными системами. Москва, Наука, 1973, 448 с.
- [3] Prussing J.E. A class of optimal two-impulse rendezvous using multiple-revolution Lambert solutions. The Journal of the Astronautical Sciences, 2000, vol. 48, no. 2, pp. 131–148.
- [4] Shen H.X., Casalino L., Luo Y.Z. Global search capabilities of indirect methods for impulsive transfers, The Journal of the Astronautical Sciences, 2015, vol. 62, no. 3, pp. 212–232.
- [5] Ивашкин В.В. Оптимизация космических маневров при ограничениях на расстояния до планет. Москва, Наука, 1975, 392 с.
- [6] Холодниок М. Клич А., Кубичек М., Марек М. Методы анализа нелинейных динамических моделей. Москва, Мир, 1991, 365 с.

УДК 629.785

Выведение космического аппарата на высокие круговые орбиты искусственного спутника Луны с помощью двухимпульсного перехода

Гордиенко Евгений Сергеевич
АО «НПО Лавочкина»

gordienko.evgenyy@gmail.com

Рассмотрено выведение космического аппарата (КА) на высокие круговые орбиты искусственного спутника Луны (ИСЛ), которые можно использовать для построения лунной многофункциональной спутниковой системы. Такая система будет способна решать задачи связи, навигации, ретрансляции и наблюдения за объектами дальнего космоса. Построение траектории полета было проведено в три этапа. На первом рассматривалась принципиальная возможность получения орбиты с определенными конечным радиусом и наклоном при учете вариантов подлета к Луне как с севера, так и с юга. При этом конечное наклонение варьировалось в диапазоне от 45° до 135°. На втором этапе для сокращения времени поиска решения предложены способы априорной проверки возможности получения орбит с заданными радиусом и наклоном на первом этапе анализа траекторий выведения КА на конечные высокие орбиты ИСЛ. На третьем проведен анализ траекторий выведения КА на конечные высокие круговые орбиты ИСЛ для дат в течение 2030 года. Приведены численные и графические результаты.

Ключевые слова: космический аппарат, лунные траектории, трехимпульсный переход, двухимпульсный переход, лунная спутниковая система

Рассмотрено выведение космического аппарата (КА) на высокие круговые орбиты искусственного спутника Луны (ИСЛ), которые можно использовать для построения лунной многофункциональной спутниковой системы, которая будет способна решать задачи связи, навигации, ретрансляции и наблюдения за объектами дальнего космоса. В начале работы приведены графические результаты анализа поиска устойчивых орбит ИСЛ. Показано, что существуют три области устойчивых орбит, пригодных для создания лунной спутниковой системы [1]:

- первая область – $i_0 \hat{=}$ (63°, 67°) и $a_0 \hat{=}$ [4, 4.4] тыс. км (подлет к Луне с севера N , $\Omega = 270^\circ$);
- вторая область – $i_0 \hat{=}$ (113°, 116°) и $a_0 \hat{=}$ [4, 4.4] тыс. км (подлет к Луне с юга S , $\Omega = 90^\circ$);
- третья область – $i_0 \hat{=}$ (81°, 96°) и $a_0 \hat{=}$ [4.8, 5.3] тыс. км (подлет к Луне и с юга, и с севера S/N , $\Omega = 90^\circ/270^\circ$).

Ранее в работах [2, 3] уже рассматривалась возможность выведения КА на высокие круговые орбиты ИСЛ, которые можно использовать при построения лунной спутниковой системы, с помощью трехимпульсного маневра торможения. Также при сравнении схем выведения КА рассматривался частный случай трехимпульсного перехода — двухимпульсный, при котором промежуточный импульс не сообщается, а траектория изменяется под действием возмущений, в первую очередь, от гравитационного поля Земли [4, 5].

В данной работе было проведено дальнейшее исследование двухимпульсного маневра торможения при переходе КА на высокие круговые орбиты ИСЛ. При этом анализ проводился в три этапа.

На первом этапе рассматривалась принципиальная возможность достижения орбиты с определенными конечным радиусом и наклонением при учете вариантов подлета к Луне как с севера N , так и с юга S . Для этого при подлете к Луне в конкретную дату t_0 для заданной величины оскулирующей большой полуоси подбиралось такое подлетное наклонение i_0 , при котором спутник, двигаясь в окололунном пространстве, переходил на конечную орбиту ИСЛ с заданным наклонением i_f . При этом величина радиуса конечной орбиты a_f оставалась свободной. Возможность достижения конечной орбиты с заданным радиусом a_f^* определялся путем перебора величины оскулирующей большой полуоси (или величины тормозного импульса схода с гиперболы подлета на высокоэллиптическую орбиту вокруг Луны). Для каждой величины наклонения i_f расчет заканчивался тогда, когда величина радиуса конечной орбиты a_f оказывалась больше или равной заданному значению a_f^* . В расчетах оно было принято равным $a_f^* = 5200$ км, как принадлежащее третьей области устойчивых орбит. При этом рассматривался диапазон конечных наклонений i_f от 45° до 135° . Таким образом, определялся диапазон конечных наклонений, при выведении на которые можно получить орбиту с конечным радиусом, равным $a_f^* = 5200$ км.

Для сокращения времени поиска решения на втором этапе анализа была предложена априорная проверка возможности получения конечных высоких орбит с заданными радиусом и наклонением для заданных даты подлета КА к Луне t_f и варианта подлета с севера N и с юга S .

Предложены два способа такой проверки. В первом – по расположению возмущающего тела (в рассматриваемом случае возмущения от гравитационного поля Земли на порядок превышают возмущения от гравитационного поля Солнца, поэтому в качестве возмущающего тела выступает Земля) относительно направления на перицентр орбиты КА можно сделать предварительный вывод о последующей эволюции радиусов пери- и апоцентра орбиты вокруг Луны. Это положение определяется углом между направлениями из центра планеты на перицентр орбиты КА и на возмущающее тело. Угол рассчитывается в плоскости орбиты КА. Другими словами, этот угол является истинной аномалией возмущающего тела в орбитальной системе координат КА, зафиксированной в перицентре его орбиты. Для краткости назовем этот угол истинной аномалией возмущающего тела и обозначим α . Если его значение лежит в первой и третьей четвертях ($0^\circ \leq \alpha < 90^\circ$ и $180^\circ \leq \alpha < 270^\circ$), то радиус перицентра орбиты КА при его движении растет, а радиус апоцентра падает. Если же угол α лежит во второй и четвертой четвертях ($90^\circ \leq \alpha < 180^\circ$ и $270^\circ \leq \alpha < 360^\circ$), то радиус перицентра орбиты КА падает, а радиус апоцентра растет [6, 7]. Во втором способе предлагается для начала получить орбиту с заданным наклонением и свободной величиной радиуса. Если после получения орбиты с заданным наклонением радиус орбиты больше заданного, то считаем, что такие траектории подходят для дальнейшего анализа, в противном случае мы их отсеиваем.

На третьем, заключительном, этапе проводился анализ траекторий выведения КА на конечные высокие круговые орбиты ИСЛ с заданными величинами большой полуоси a_f и наклонения i_f для дат в течение 2030 года. При этом рассматривались варианты подлета КА к Луне с севера N и с юга S . Приведены численные и графические результаты.

Литература

- [1] Гордиенко Е.С., Ивашкин В.В., Симонов А.В. Анализ устойчивости орбит искусственных спутников Луны и выбор конфигурации лунной спутниковой системы. Вестник НПО им. С.А. Лавочкина, 2014, № 4 (34), с. 40–54.
- [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] Муртазин Р.Ф. Эффективное выведение космического аппарата на высокую круговую окололунную орбиту. Космонавтика и ракетостроение, 2019, № 3 (108), с. 5–12.
- [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] Folkner W.M., Williams J.G., Boggs D.H. The Planetary and Lunar Ephemeris DE 421, 2009, JPL IOM 343R-08-003.
- [6] Лидов М. Л. Эволюция орбит искусственных спутников под воздействием гравитационных возмущений внешних тел. Искусственные спутники Земли, 1961, т. 8, с. 5–45.
- [7] Гордеева Ю.Ф. Зависимость элементов от времени в долгопериодических колебаниях в ограниченной задаче трех тел. Космические исследования, 1968, т. 6, № 4, с. 536.

УДК 629.78

Геометрические аспекты формирования внеэклиптических орбит с использованием гравитационных маневров

Грушевский Алексей Васильевич

alexgrush@rambler.ru

Институт прикладной математики имени М.В. Келдыша РАН; МГУ имени М.В. Ломоносова

Боровин Геннадий Константинович

gkborovin@mail.ru

Институт прикладной математики имени М.В. Келдыша РАН; МГТУ им. Н.Э. Баумана

Голубев Юрий Филиппович

tipamac@yandex.ru

Институт прикладной математики имени М.В. Келдыша РАН

Тучин Андрей Георгиевич

tag@kiam1.rssi.ru

Институт прикладной математики имени М.В. Келдыша РАН

При баллистическом проектировании орбит с высоким наклоном к эклиптике помимо стандартных ограничений на расход ресурса и длительность космической миссии необходимо учитывать определенные базовые ограничения. Совместный анализ указанных ограничений позволяет сформировать основной динамический облик планируемой космической миссии. Представлена адаптивная полуаналитическая и геометрически внятная методика синтеза цепочек гравитационных маневров около заданной планеты для малозатратного изменения наклона орбиты космического зонда-исследователя относительно эклиптики. Совместный анализ базовых геометрических и динамических ограничений позволяет сформировать основной динамический облик планируемой космической миссии.

Ключевые слова: гравитационный маневр, высоконаклоненная орбита, полюс наклона, резонансная асимптотическая скорость

При баллистическом проектировании орбит с высоким наклоном к эклиптике помимо стандартных ограничений на расход ресурса и длительность космической миссии необходимо учитывать следующие базовые ограничения [1–3]:

- геометрические ограничения на максимально возможное наклонение орбиты космического аппарата (КА), которое достижимо в зависимости от величины его асимптотической скорости относительно планеты-партнера по проведению произвольной серии гравитационных маневров;
- динамические ограничения на максимальный угол поворота вектора асимптотической скорости КА относительно планеты-партнера при совершении гравитационного маневра, зависящие от величины этой асимптотической скорости.

Совместный анализ указанных ограничений позволяет сформировать основной динамический облик планируемой космической миссии.

В результате анализа пространственной геометрии проведения гравитационных маневров [1] выводится следующее утверждение [1–3]. Пусть величина V_{inf} асимптотической скорости КА (инвариантная до и после маневра) не превосходит модуля вектора средней орбитальной скорости планеты V_p (для Венеры она составляет величину $V_{Ven} = 35$ км/с. Тогда для максимального наклона i_{max} орбиты КА при прове-

дении любой последовательности гравитационных маневров около планеты верна оценка [1–5]:

$$i_{\max} \leq \arcsin \square V_{\text{inf}}/V_{pl}.$$

Левая часть представленного выражения не превосходит величины 90° и является точной верхней гранью множества возможных наклонений КА. Из полученной оценки следует, что для повышения наклона орбиты КА относительно эклиптики более чем на 30 градусов необходимо до совершения гравитационных маневров увеличить асимптотическую скорость КА относительно Венеры до величины не менее $V_{\text{inf}} = 17,5$ км/с. Такой разгон КА можно осуществить с помощью двигателя малой тяги и (или) последовательностью гравитационных маневров около других планет. В дальнейшем предполагается, что $V_{\text{inf}} > 17/5$ км/с. Несмотря на это, однократного гравитационного маневра около Венеры для увеличения наклона орбиты до требуемой величины может оказаться недостаточно из-за наличия ограничений. В таком случае необходимо синтезировать возрастающую по наклону последовательность «резонансных» гравитационных маневров (т. е. таких, чтобы орбитальный период КА после каждого был соизмерим с периодом обращения планеты (Венеры) и обеспечивал новую встречу с нею). Выполнение резонансных гравитационных маневров есть основное необходимое условие для построения подобных межпланетных космических миссий.

С целью построения робастного алгоритма синтеза цепочек гравитационных маневров вычисляются «резонансные» значения асимптотической скорости КА относительно планеты [3], позволяющие увеличивать наклонение орбиты КА с помощью гравитационных маневров без перескоков на соседние синхронизмы по инвариантной линии основного резонанса на инвариантной сфере асимптотической скорости [4, 5] вплоть до полюса максимума наклона.

Представлена адаптивная полуаналитическая и геометрически внятная методика синтеза цепочек гравитационных маневров около заданной планеты для малозатратного изменения наклона орбиты космического зонда-исследователя относительно эклиптики. Совместный анализ базовых геометрических и динамических ограничений позволяет сформировать основной динамический облик планируемой космической миссии.

Литература

- [1] Голубев Ю.Ф., Грушевский А.В., Корянов В.В., Тучин А.Г., Тучин Д.А. Гравитационные маневры около Венеры для выхода на внеэклиптические положения. Резонансная асимптотическая скорость. *Астрономический вестник*, 2019, т. 53, № 4, с. 256–264.
DOI: <https://doi.org/10.1134/S0320930X19040030>
- [2] Голубев Ю.Ф., Грушевский А.В., Корянов В.В., Тучин А.Г., Тучин Д.А. Методика формирования больших наклонов орбит космических аппаратов с использованием гравитационных маневров. *Доклады Академии наук*, 2017, т. 472, № 4, с. 403–406.
- [3] Голубев Ю.Ф., Грушевский А.В., Корянов В.В., Тучин А.Г., Тучин Д.А. Формирование орбит космического аппарата с большим наклоном к эклиптике посредством многократных гравитационных маневров. *Известия Российской академии наук. Теория и системы управления*, 2017, № 2, с. 108–132.
- [4] Strange N.J., Russell R., Buffington B. Mapping the V-infinity Globe. *AIAA/AAS Space Flight Mechanics Meeting*, AAS Paper 07-277, 2007.
- [5] Kawakatsu Y.V. *Direction Diagram and its Application to Swingby Design*. 21st ISSFD, Toulouse, France, 2009.

УДК 629.78.015

Особенности разработки траектории разгонного блока для выведения орбитальных группировок с поворотом плоскости орбиты или фазированием

Симонов Александр Владимирович

devarao@yandex.ru

АО «НПО Лавочкина»

Гордиенко Евгений Сергеевич

gordienko.evgenyy@gmail.com

АО «НПО Лавочкина»

Косенкова Анастасия Владимировна

madam.amazonka83@yandex.ru

АО «НПО Лавочкина»

Рассмотрена баллистическая схема выведения перспективных орбитальных группировок с большим числом космических аппаратов и орбитальных плоскостей. Количество таких запусков в последнее время значительно увеличилось и продолжает расти. Однако если раньше все космические аппараты выводимой группировки отделялись на одной орбите, то сейчас возрастает потребность разведения групп аппаратов силами разгонного блока либо по нескольким плоскостям, либо расстановить их в орбитальные позиции с заданным углом между ними. Стоит отметить, что подобные маневры с изменением параметров орбиты, во-первых, весьма энергетически затратны, и, во-вторых, приводят к вынужденным вариациям других параметров, что необходимо учитывать при проектировании схемы выведения.

Ключевые слова: разгонный блок, траектория, схема полета, средства выведения, орбитальная группировка, орбитальный маневр

В настоящее время значительно возросла потребность в запуске большого числа космических аппаратов (КА) для создания больших орбитальных группировок (ОГ), в состав которых входят сотни или даже тысячи спутников. Чаще всего они предназначены для предоставления услуг связи, высокоскоростного интернета или дистанционного зондирования Земли в различных диапазонах электромагнитного спектра [1]. Примерами таких группировок являются формируемые сейчас Starlink и OneWeb. В планах также разработка ОГ для проектов Kuiper от Amazon, Boeing, Telesat и других. В России также разрабатывается несколько проектов — «Сфера», «Мегафон 1440», SR NET от Success Rockets.

При этом в связи с существующей сегодня тенденцией по уменьшению их массы и габаритов, число аппаратов, выводимых за один запуск, также растет. Средства выведения среднего класса способны вывести на орбиты такого типа несколько десятков КА массой порядка 50...200 кг [2].

Как показывает практика, у разработчиков орбитальной группировки требования на запуск расширяются. Эти дополнительные задачи являются принципиально новыми для средств выведения:

- вывести часть или половину КА во вторую орбитальную плоскость, повернутую относительно первой на 15, 20 или даже 30 градусов.
- развести аппараты в одной плоскости по группам в несколько орбитальных позиций. Чаще всего встречается требование о выведении в противоположную точку, то есть перевести вторую группу аппаратов в позицию, отличающуюся от первой группы на 180°. Реже ставится задача расставить аппараты на 120 или 90°.

Решение задачи поворота плоскости орбиты без изменения ее наклона возможно только в двух точках, значение аргумента широты которых зависит от наклона и близко к 90 или 270°. Однако, при учете конечной тяги двигателя в реальных задачах возникают дополнительные сложности — в силу значительных энергетических затрат, а следовательно, и продолжительности активных участков длина их дуги на орбите составляет десятки градусов. Это приводит к тому, что не только наклонение, но и линейные параметры орбиты (большая полуось и эксцентриситет) при таких маневрах подвержены вынужденным вариациям, и довольно значительным. В связи с этим на передний план выходит вопрос оптимизации при определении закона управления маршевым двигателем на этих активных участках [3, 4].

Задача расстановки аппаратов в нужные позиции орбитальной плоскости не нова в космонавтике. Однако, до сегодняшнего дня она решалась силами самих КА. Это имеет довольно простое объяснение. За счет увеличения времени приведения аппарата в нужное положение можно значительно сократить энергетические затраты. Время при этом измеряется, как правило, неделями или месяцами, а затраты характеристической скорости — единицами или десятками метров в секунду. Классические разгонные блоки имеют срок работы, измеряемый часами. Поэтому характеристические скорости маневров возрастают до многих сотен метров в секунду. Здесь также повышается актуальность парирования вынужденных вариаций линейных параметров орбиты, возникающих при учете конечной тяги маршевого двигателя разгонного блока.

Вопросы по обеспечению безопасного расхождения и отсутствия загрязнения отделенных КА [5, 6] также требуют решения, как и в случае более простых схем выведения.

Дополнительной сложностью при проектировании схем выведения с большим числом отделений КА является задание единственного значения для каждого из оскулирующих параметров орбиты для всех отделений. Отделения выполняются в различных точках орбиты. Поэтому в силу эволюции орбитальных параметров выдержать единственное значение любого из них не представляется возможным. Решением может быть переход от задания параметров орбиты через оскуляцию к средним значениям.

Литература

- [1] NewSpace Index. Available at: <https://www.newspace.im> (accessed November 23, 2022).
- [2] Морской И.М., Симонов А.В., Ляковская В.И., Езов А.С. Баллистическое обеспечение разработки и полетов межорбитального космического буксира «Фрегат». Вестник НПО им. С.А. Лавочкина, 2014, № 1, с. 10–15.
- [3] 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.
- [4] 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. DOI: 10.26162/LS.2022.56.2.007
- [5] Симонов А.В., Морской И.М., Гордиенко Е.С., Воробьев А.Л., Поль В.Г. Обеспечение не-соударения и безопасного расхождения большого числа космических аппаратов при выведении разгонным блоком "Фрегат". Инженерный журнал: наука и инновации, 2020, № 8 (104). DOI: <https://doi.org/10.18698/2308-6033-2020-8-2007>
- [6] Симонов А.В., Морской И.М. Особенности разработки траектории разгонного блока «Фрегат» при выведении большого числа космических аппаратов. Актуальные вопросы проектирования автоматических космических аппаратов для фундаментальных и прикладных научных исследований: сб. тр. конф. Химки, АО «НПО Лавочкина», 2017, вып. 2, с. 403–410.

УДК 629.782

Характеристические показатели для удерживающего направление орбитальной скорости быстровращающегося спутника с ротором

Ролдугин Дмитрий Сергеевич
ИПМ им. М.В. Келдыша РАН

rolduginds@gmail.com

Рассмотрен спутник, удерживающий одноосную ориентацию по вектору линейной скорости. Аппарат совершает несколько оборотов в минуту и оснащен ротором для компенсации кинетического момента. Стабилизация обеспечивается совместным действием аэродинамического момента и магнитной системы ориентации. При движении вблизи требуемого режима производится поиск аналогов характеристических показателей для линейной системы с периодическими коэффициентами. Получены приближенные выражения, описывающие поведение оси вращения аппарата и скорости закрутки. Проведено сравнение с результатом численного решения исходных уравнений движения с учетом возмущающих факторов.

Ключевые слова: ротор, магнитная ориентация, ориентация спутника, характеристические показатели

В работе рассматривается угловое движение аппарата, имеющего высокую скорость вращения относительно одной из главных осей инерции — несколько оборотов в секунду. Ось вращения при этом направлена по касательной к орбите, совпадая с вектором линейной скорости для круговой орбиты. Задача космического аппарата — сканирование облачного покрова и поверхности Земли. В настоящее время для этого применяется комплекс МСУ-МР, устанавливаемый на аппаратах Метеор [1] и AVHRR, устанавливаемый на различных аппаратах NOAA [2]. Дополнение этих аппаратов, имеющих массу в несколько тонн, малыми спутниками с аналогичной аппаратурой может существенно улучшить качество получаемой информации. Однако одним из ключевых элементов обоих комплексов является сканирующее зеркало, вращающееся со скоростью до нескольких оборотов в секунду. Установка аналогичного устройства на малый аппарат сопряжена с существенными техническими сложностями и приведет к высокой цене аппарата. Вместе с тем, малый аппарат, имеющий лишь одну полезную нагрузку, может быть полностью подчинен ее требованиям. А именно, вместо установки вращающейся полезной нагрузки целесообразно осуществить закрутку всего аппарата, в корпусе которого жестко закреплено необходимое оборудование. Для обеспечения ориентации предполагается использовать магнитную систему управления и восстанавливающий аэродинамический момент. Магнитная система — типичное решение для спутника, стабилизируемого вращением. В рассматриваемом случае, однако, привычный подход к управлению невозможен, так как вектор кинетического момента аппарата должен вращаться в инерциальном пространстве с орбитальной скоростью. Обеспечить столь быстрое вращение вектора кинетического момента магнитная система не в состоянии, поэтому в корпусе аппарата предполагается установка ротора, вращающегося с постоянной скоростью. Его задача — компенсировать кинетический момент вращающегося корпуса. Задача магнитной системы — поддержание околонулевого кинетического мо-

мента системы спутник-ротор, и обеспечение ориентации оси вращения по вектору линейной скорости. Соответствующие алгоритмы управления были предложены в [3]. Оказалось, однако, что таким образом удастся достичь скорости вращения лишь в несколько оборотов в минуту. Вообще говоря, такая скорость весьма высока для космического аппарата, но мала по сравнению со скоростью, необходимой для работы метеорологического оборудования. В настоящей работе используется дополнительный восстанавливающий аэродинамический момент, что позволило повысить достижимую с учетом возмущающих факторов скорость вращения до нескольких оборотов в секунду.

Для описанной системы производится поиск аналогов характеристических показателей уравнений движения, что позволяет записать их приближенное решение. Для проведения анализа динамики аппарата вводится ряд упрощающих предположений. А именно, рассматривается осесимметричный аппарат, и вращение происходит вокруг оси симметрии. Из моментов внешней природы учитывается гравитационный и аэродинамический. Геомагнитное поле описывается с помощью модели прямого диполя. Движение аппарата записывается в полусвязанной системе координат и линеаризуется в окрестности требуемого движения. Полученная линейная система с периодическими коэффициентами решается с помощью метода, предложенного в [4]. Приближенное решение, полученное в рамках описанных упрощающих предположений, сравнивается с результатом численного расчета при учете различных возмущающих факторов.

Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда (проект № 22-71-10009, <https://rscf.ru/project/22-71-10009/>).

Литература

- [1] Акимов Н.П. и др. Многозональное сканирующее устройство малого разрешения МСУ-МР для космического информационного комплекса «Метеор-М». Принцип работы, эволюция, перспективы. Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы, 2015, т. 2, № 4, с. 30–39.
- [2] Cracknell A.P. The advanced very high resolution radiometer (AVHRR). Taylor & Francis, 1997, 534 p.
- [3] Ovchinnikov M.Y. et al. Single axis stabilization of a fast rotating satellite in the orbital frame using magnetorquers and a rotor. Acta Astronaut, 2020, vol. 173, pp. 195–201.
DOI: <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2020.04.057>
- [4] Артемьев Н.А. Метод определения характеристических показателей и приложение его к двум задачам небесной механики. Известия АН СССР. Серия математическая, 1944, т. 8, № 2, с. 61–100.

УДК 681.51

Реализация гироскопического демпфирования в режиме гравитационной ориентации космического аппарата

Игнатов Александр Иванович

ignatov@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Коломиец Ева Сергеевна

eva.kolomietz@yandex.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Рассмотрена реализация гироскопического демпфирования космического аппарата в режиме его гравитационной ориентации. Гироскопическое демпфирование можно реализовать с помощью любых гироскопических исполнительных органов (гиродинов или двигателей-маховиков) системы управления космическим аппаратом, достаточно лишь задать надлежащий закон управления. В данной работе такой режим реализован с помощью системы четырех двигателей-маховиков, оси вращения которых расположены параллельно боковым ребрам четырехугольной пирамиды. Получены аналитические зависимости для выбора коэффициентов закона управления системой двигателей-маховиков. Приведены результаты численного моделирования уравнений движения космического аппарата, подтверждающие возможность реализации гироскопического демпфирования для обеспечения его длительной гравитационной ориентации при наличии дестабилизирующих возмущающих моментов.

Ключевые слова: космический аппарат, гироскоп, гироскопическое демпфирование, гравитационная ориентация

В работе рассматривается режим покоя космического аппарата (КА) в орбитальной системе координат — орбитальная ориентация. Для поддержания такой ориентации необходимы затраты энергии или рабочего тела. Орбитальную ориентацию можно реализовать как пассивную трехосную гравитационную ориентацию КА, однако даже в этом случае она, может быть слабо неустойчивой и без надлежащей коррекции не сможет сохраняться длительное время. В связи с этим, для обеспечения длительной гравитационной ориентации КА при наличии дестабилизирующего действия аэродинамического момента можно использовать демпфирующие устройства [1]. В качестве таких устройств можно использовать гироскопические исполнительные органы системы управления (гиросистему) КА [2]. Чтобы реализовать демпфирование с помощью гиросистемы (гироскопическое демпфирование) достаточно задать надлежащий закон управления гироскопическим моментом КА. Такая гравитационная ориентация КА является полупассивной, ее можно считать активной, однако расходы энергии на ее поддержание невелики. Кроме того, полупассивную ориентацию можно реализовать без накопления кинетического момента КА и не будет затрат энергии или рабочего тела для проведения разгрузок гиросистемы. Также необходимость разгрузки гиросистемы сокращает время невозмущенного полета КА, поэтому реализация режима гравитационной ориентации без накопления гироскопического момента КА является большим преимуществом. Принципиальная возможность реализации гироскопического демпфирования показана в [3]. Гироскопическое демпфирование может быть реализовано для любых КА (в том числе и для перспективных разгонных блоков) имеющих в своем составе гиросистему для которых требуется поддержание достаточно точной гравитационной ориентации на низкой околокруговой орбите в течение длительного интервала времени. В связи с

вышесказанным задача реализации режима полупассивной гравитационной ориентации КА является актуальной.

Космический аппарат считаем гиростатом, центр масс которого движется по геоцентрической орбите. Уравнения движения аппарата состоят из двух подсистем. Одна подсистема описывает движение центра масс аппарата, другая — движение относительно центра масс (вращательное движение). Первая подсистема записывается в гринвичской системе координат. Ее переменными служат компоненты геоцентрического радиус-вектора центра масс аппарата и скорости центра масс относительно гринвичской системы координат. В ней учитываются нецентральность гравитационного поля Земли и сопротивление атмосферы. Нецентральность поля учитывается с точностью до членов порядка (16,16) включительно в разложении гравитационного потенциала Земли в ряд по шаровым функциям. Атмосфера считается вращающейся вместе с Землей, ее плотность рассчитывается согласно модели ГОСТ Р 25645.166–2004.

Подсистема уравнений вращательного движения образована уравнениями, выражающими теорему об изменении кинетического момента космического аппарата в его движении относительно центра масс, кинематическими уравнениями Пуассона и уравнениями, описывающими изменение кинетического момента гиросистемы. В уравнениях, выражающих теорему об изменении кинетического момента, учитываются гравитационный и аэродинамический моменты.

На основе линеаризованной в окрестности устойчивого положения равновесия системы уравнений вращательного движения КА показана асимптотическая устойчивость гиродемпфирования КА в режиме его гравитационной ориентации. Для исследования устойчивости положения равновесия использовались теоремы Е.А. Барбашина и Н.Н. Красовского. Использование соответствующего закона управления вращательным движением КА подразумевает наличие на его борту датчиков угловых скоростей в соответствии с показаниями которых изменяется собственный кинетический момент гиросистемы, при этом для формирования управления вращательным движением КА не требуется информация о его ориентации.

В работе приведен пример реализации гиродемпфирования режима гравитационной ориентации КА с помощью системы четырех двигателей-маховиков, оси вращения которых расположены параллельно боковым ребрам правильной четырехугольной пирамиды [4]. Получены аналитические зависимости для выбора коэффициентов закона управления системой двигателей — маховиков. Приведены результаты численного моделирования уравнений движения КА, подтверждающие возможность реализации гиродемпфирования для обеспечения его длительной гравитационной ориентации при наличии дестабилизирующих возмущающих моментов.

Литература

- [1] Сарычев В.А., Сазонов В.В. Влияние аэродинамического момента на режим гравитационной ориентации орбитального комплекса «Салют-6» – «Союз». Космические исследования, 1985, т. 23, № 1, с. 63.
- [2] Игнатов А.И., Сазонов В.В. Реализация режимов вращательного движения ИСЗ с малым уровнем микроускорений электромеханическими исполнительными органами. Космические исследования, 2012, т. 50, № 5, с. 380–393.
- [3] Сазонов В.В. Гравитационная ориентация искусственных спутников с гиросистемами. Космические исследования, 1988, т. 26, № 2, с. 315–317.
- [4] Игнатов А.И. Выбор геометрических параметров расположения системы двигателей-маховиков при управлении вращательным движением космического аппарата. Известия РАН. Теория и системы управления, 2022, № 1, с. 124–144. DOI: <https://doi.org/10.31857/S0002338822010061/>

УДК 629.78

Разгрузка маховиков при межпланетном перелете с двигателем малой тяги

Маштаков Ярослав Владимирович
ИПМ им. М.В. Келдыша РАН

yarmashtakov@gmail.com

Ткачев Степан Сергеевич
ИПМ им. М.В. Келдыша РАН

stevens_l@mail.ru

Рассмотрена задача выбора режима углового движения космического аппарата при межпланетном перелете. Маховичная система управления ориентацией должна обеспечивать заданное положение оси двигателя в инерциальном пространстве. Из-за неточности установки двигателя и смещения центра масс в ходе полета, могут возникать паразитные моменты, которые будут приводить к накоплению маховиками избыточного кинетического момента. В работе предлагается несколько вариантов к построению опорного углового движения, при реализации которых удастся существенным образом снизить скорость накопления избыточного кинетического момента, и, как следствие, сократить расход топлива, необходимого для разгрузки.

Ключевые слова: маховики, разгрузка, межпланетный перелет, двигатель малой тяги

Традиционно для осуществления межпланетных перелетов используются химические двигатели большой тяги. Они способны существенно менять скорость аппарата за очень малый промежуток времени. Однако, из-за достаточно малого удельного импульса (который составляет около 300 с), такие двигатели требуют большого запаса топлива на борту.

В последнее время большое распространение получили ионные и плазменные двигатели, обладающие большим удельным импульсом, достигающим до нескольких тысяч секунд. Отметим, что тяга таких движков, как правило, существенно ниже по сравнению с химическими, что приводит к необходимости разработки новых алгоритмов оптимальных межпланетных перелетов. Существенно увеличивается и время работы таких двигателей, вплоть до нескольких месяцев и выше. При этом во время работы двигателя должна обеспечиваться достаточно точная ориентация оси тяги двигателя относительно инерциального пространства. Такую точность ориентации можно обеспечить, например, при помощи маховичной системы управления.

Работа двигателей будет оказывать влияние не только на орбитальное движение, но также и на угловое. Из-за неточности установки двигателей и/или изменения положения центра масс аппарата вследствие затрат топлива, будет возникать постоянно действующий на аппарат возмущающий момент. При его парировании маховики будут постоянно накапливать избыточный кинетический момент, который необходимо будет разгружать. Если при околоземных миссиях удастся использовать магнитные катушки [1–4], то при межпланетных перелетах для этого используются специальные двигатели разгрузки, которые также потребляют топливо и, таким образом, уменьшают возможную массу полезной нагрузки. Поэтому актуальной является разработка алгоритмов разгрузки маховиков, не требующая затрат рабочего тела.

В настоящей работе предполагается, что аппарат состоит из корпуса и двух солнечных панелей, закрепленных на корпусе при помощи одностепенных шарниров. И корпус, и солнечные панели полагаются твердыми телами. На угловое движение накладывается несколько ограничений. Во-первых, ось двигателя в каждый момент времени должна совпадать с заданным направлением. Во-вторых, для обеспечения требуемой энергетики, угол между нормалью к солнечным панелям и направлением на Солнце должен быть достаточно мал. Оставшаяся свобода в выборе режима углового движения может быть использована для уменьшения скорости накопления маховиками избыточного кинетического момента.

Мы предлагаем два подхода к построению опорного углового движения. Во-первых, это постоянная закрутка вокруг вектора тяги. Во-вторых, рассматривается подход, когда аппарат с некоторой периодичностью меняет свою ориентацию на 180 градусов относительно направления вектора тяги. Оба подхода позволяют существенно образом снизить влияние реактивного момента на суммарный накопленный кинетический момент.

*Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда
(проект № 22-71-10009, <https://rscf.ru/project/22-71-10009/>).*

Литература

- [1] Tréguët J.F. et al. Reaction wheels desaturation using magnetorquers and static input allocation. IEEE Transactions on Control Systems Technology, 2014, vol. 23, no. 2, pp. 525–539. DOI: <https://doi.org/10.1109/TCST.2014.2326037>
- [2] Chen X. et al. Optimal combined reaction-wheel momentum management for earth-pointing satellites. Journal of guidance, control, and dynamics, 1999, vol. 22, no. 4, pp. 543–550. DOI: <https://doi.org/10.2514/2.4431>
- [3] Giulietti F., Quarta A.A., Tortora P. Optimal control laws for momentum-wheel desaturation using magnetorquers. Journal of guidance, control, and dynamics, 2006, vol. 29, no. 6, pp. 1464–1468. DOI: <https://doi.org/10.2514/1.23396>
- [4] Mashtakov Y., Tkachev S., Ovchinnikov M. Use of external torques for desaturation of reaction wheels. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2018, vol. 41, no. 8, pp. 1663–1674. DOI: <https://doi.org/10.2514/1.G003328>

УДК 62-521

Опыт разработки маховично-магнитной системы стабилизации для 3U-кубсата

Першин Донат Владимирович
ООО «СТЦ»

pershingg@bk.ru

Лысенко Алексей Сергеевич
ООО «СТЦ»

alex.stc@list.ru

Акулин Дмитрий Валерьевич
ООО «СТЦ»

alkuin.work@gmail.com

Разработана система стабилизации спутника формата CubeSat с применением микромеханических гироскопов, магнитометров, датчиков освещенности разных спектральных диапазонов и блока маховиков. С помощью метода функции Ляпунова получен и реализован высокоточный алгоритм стабилизации. Для оценивания параметров ориентации разработан алгоритм комплексирования показаний датчиков с помощью Калмановской фильтрации. Представлены результаты лабораторной отработки и летных экспериментов.

Ключевые слова: CubeSat, управление, стабилизация, ПИД-регуляторы

В настоящий момент активно развивается платформа CubeSat ввиду своей доступности. Платформа позволяет решать учебные задачи, научные или коммерческие. В качестве основного недостатка платформы 3U можно отметить малый полезный объем, что ограничивает энергетические возможности. Недостаток мощности накладывает ограничения на создаваемые управляющие моменты, что приводит к невозможности применения быстродействующих законов управления.

В качестве исполнительных устройств применены блок двигателей-маховиков и магнитные катушки. После отделения аппарата от носителя осуществляется гашение начальной угловой скорости вращения при помощи магнитных катушек алгоритмом демпфирования $B\text{-dot}$ [1]. Вторая задача, которую решают магнитные катушки, — разгрузка кинетического момента маховиков. После демпфирования начальной угловой скорости аппарат с помощью блока маховиков может выполнять одну из следующих задач: ориентация в надир, ориентация на Солнце, сопровождение точки на поверхности Земли для обеспечения высокоскоростного канала связи.

Для обеспечения высокоточной стабилизации малого космического аппарата (МКА), а также быстродействия системы, в качестве исполнительных механизмов применяется блок двигателей-маховиков с избыточной кинематической схемой [2]. Выбранная схема позволяет сохранить работоспособность системы в случае выхода из строя одного из двигателей. Путем интегрирования измерений гироскопов вычисляется ориентация спутника. При этом использование калмановской фильтрации [3] позволяет исключить погрешности, накапливаемые во времени, за счет коррекции выходных показаний гироскопов по измерениям от магнитометров и инфракрасных датчиков, с помощью которых вырабатывается вектор направления в надир (инфракрасная вертикаль).

Разработка закона стабилизации производилась на основании результатов, полученных ранее [4], с учетом особенностей блока маховиков применяемых на МКА.

Закон содержит нелинейную часть, обусловленную динамикой системы, а также линейную часть структурно напоминающую ПИД-регулятор. Помимо невязки по углу в законе присутствует потребная угловая скорость и интеграл невязки. Потребная угловая скорость вычисляется дифференцированием вектора, соединяющего центр масс аппарата и точку, расположенную на поверхности Земли. Стоит отметить, что достаточно точное приближение для потребной угловой скорости можно получить через мгновенную угловую скорость относительно точки расположенной на поверхности Земли. Отметим, что указанный закон стабилизации применяется в зоне линейности регулятора, а за пределами линейного участка реализуется разворот с предельной угловой скоростью 3 град/с. Коэффициенты стабилизации вычислены на основании линейной модели системы из условия максимальной степени устойчивости и ограничений на угловую скорость поворота аппарата, которая, в свою очередь, обусловлена максимальным моментом двигателей маховиков, которые могут быть установлены на борту МКА. Максимальный момент двигателя должен обеспечить непрерывное слежение за точкой на поверхности земли.

Двигатель-маховик является накопителем момента, следовательно момент инерции маховика должен обеспечить накопление момента необходимого для обеспечения маневра, а так же должен демпфировать внешние моменты, такие как аэродинамический момент, гравитационный момент, момент силы трения в подшипниках и другие. В процессе математического моделирования и наземной отработки были определены кинетические моменты для ориентации на надир, для слежения за точкой на поверхности земли, а также суммарный внешний момент за время работы в рамках одного сеанса связи. Момент инерции маховика выбирается из соображений обеспечения работы аппарата в течение одного витка, а также одного маневра слежения за точкой на поверхности Земли и ориентации на солнце.

Блок маховиков, магнитные катушки и платы управления спроектированы и изготовлены на собственном производстве ООО «СТЦ».

Разработанная система стабилизации прошла испытания в рамках математического моделирования, наземной отработки на стенде с трехступенным воздушным подвесом и одноосном стенде типа «Нить». В процессе летных испытаний была выполнена стабилизация в надир, что подтверждается показаниями магнитометров и инфракрасных датчиков. Скорости двигателей маховиков согласуются с результатами моделирования, как и время переходных процессов. Угловая скорость грубого разворота в летных испытаниях согласуется с заложенным значением, что так же подтвердилось на стенде одноосной стабилизации.

Литература

- [1] Sticler C., Alfred K.T. Elementary magnetic attitude control system, 1976, vol. 13, no. 5, pp. 282–287.
- [2] Бельский А.Д., Васильев В.Н., Семенов А.С., Семенов М.Е. Алгоритм управления системой четырех двигателей-маховиков космических аппаратов серии «МЕТЕОР-М» № 2. Вопросы электромеханики, 2013, т. 134, с. 9–14.
- [3] Емельянцева Г.И., Степанов А.П. Интегрированные инерциально-спутниковые системы ориентации и навигации. Под общ. ред. В.Г. Пешехонова. Санкт-Петербург, ГНЦ РФ АО «Концерн «ЦНИИ «Электрон», 2016, 394 с.
- [4] Ткачев С.С. Исследование управляемого движения аппаратом с ротирующими элементами. Автореф. дис. ... канд. физ.-мат. наук. Москва, 2011, 21 с.

УДК 531.352

Об ограниченных движениях космического аппарата с солнечным парусом в окрестности точки L1 системы Земля – Луна

Родников Александр Владимирович
МАИ

rodnikovav@mai.ru

Рассмотрена возможность удерживания космического аппарата с солнечным парусом в окрестности точки либрации L1 системы Земля – Луна с учетом возмущений различной природы. Устанавливается существование ограниченных в окрестности L1 решений уравнений движения, учитывающих все возможные возмущения, в случае, когда ориентация нормали к солнечному парусу в целом неизменна по отношению к солнечным лучам и плоскости орбиты Луны, но может быстро изменяться на угол до нескольких градусов.

Ключевые слова: точка либрации, солнечный парус, задача трех тел, устойчивость, эклиптика

Эйлерова точка либрации L1 системы Земля – Луна является одним из весьма важных пунктов при реализации различных космических миссий, в частности, полетов к Луне. Поэтому постоянное присутствие в непосредственной окрестности этой точки даже легкого обсервационного космического аппарата (КА) может оказаться важным элементом стратегии планирования изучения как ближнего, так и дальнего космического пространства. Так как точка L1 является неустойчивой, то необходимы дополнительные, желательно энергонезависимые, средства для удерживания КА в ее окрестности. Одним из таких средств может быть солнечный парус (СП). Различные аспекты задачи стабилизации точки L1 благодаря управляемому использованию давления солнечной радиации рассматриваются в целом ряде работ (см., например, [1–3] и др.). Однако, на движение КА в окрестности L1 оказывают влияние целый ряд факторов, каждый из которых может влиять на характер устойчивости движения. К ним относятся гравитационное влияние Солнца, эллиптичность орбит Луны и Земли, несферичность Земли, гравитационное влияние других планет Солнечной системы, а также и другие факторы, которые трудно учитывать в рамках каких-либо математических моделей.

В настоящей работе описывается подход, позволяющий учитывать различные возмущения, независимо от их природы, опираясь при этом на основные факторы, определяющие относительное движение КА, такие как радиационное и гравитационное влияние Солнца, а также эллиптичность орбиты Луны. При этом предполагается что КА оборудован системой, позволяющей в каждый момент времени определять как ускорение центра масс КА, так и его угловые ускорения, и что СП во-первых, может быть установлен так, чтобы сила солнечной радиации во все время движения оставалась неизменно направленной по отношению к направлению на Солнце и к плоскости орбиты Луны, а во-вторых парус можно было бы достаточно быстро поворачивать на угол до нескольких градусов. Добиться этого можно, если полотнище паруса и тело КА подвижны по отношению друг к другу и линия действия равнодействующей сил солнечной радиации может менять свое положение относительно центра масс КА.

Реализовать такое перемещение можно, например, если парус и тело КА соединены тросами, длина которых может меняться, или каким-нибудь другим способом. Настоящая работа не посвящена детальной разработке системы, отслеживающей ускорения КА, тем не менее, можно предположить, что эта система может включать акселерометры, расположенные по возможности дальше от центра масс КА, например, на концах направляющих, поддерживающих СП. Для реализации описываемого подхода акселерометры должны реагировать на изменения ускорения на величины, на один-два порядка меньшие ускорения, создаваемого СП. Например, для аппарата с характеристиками LightSail-2 точность определения ускорения должна быть не хуже $0,1\text{--}0,5 \text{ мкм/с}^2$.

Система уравнений движения КА с СП записываются в декартовой системе координат, начало которой находится в точке L1, определяемой как в ограниченной эллиптической задаче трех тел, одна из осей которой проходит через центры масс Земли и Луны, вторая также находится в плоскости орбиты Луны, а третья перпендикулярна первым двум. Каждое из уравнений движения содержит слагаемые, отвечающие за радиационное и гравитационное влияние Солнца, а также за все остальные воздействия. Наличие на борту КА акселерометра позволяет считать последние известными в каждый момент времени величинами. Переход к безразмерным координатам и времени позволяет показать, что, например, для аппаратов типа LightSail-2 [4] слагаемые отвечающие за гравитационное влияние Солнца оказываются примерно того же порядка, что и связанные с радиационным влиянием, в то время как остальные слагаемые имеют меньший порядок. После некоторых преобразований уравнения движения удастся записать в виде системы линейных неоднородных уравнений, правые части которых представляют собой суммы периодических по времени и малых слагаемых, зависящих также от параметров, определяющих ориентацию СП. Устанавливается, что при некоторых достаточно общих ограничениях на начальные координаты и скорости КА, значения каждого из этих параметров могут быть определены в виде суммы константы и некоторого малого слагаемого таким образом, чтобы решение уравнений движения не содержало слагаемых, отвечающих положительному действительному собственному значению рассматриваемой задачи, то есть было ограниченным.

Литература

- [1] Nazirov R., Eismont N.A. et al. Control of Spacecraft Groupings near Sun-Earth Collinear Libration Points by Means of Solar Sails. Russian Engineering Research, 2013, vol. 33, no. 5, pp. 265–268. DOI: <https://doi.org/10.3103/S1068798X13050109>
- [2] Shymanchuk D.V., Shmyrov A.S., Shmyrov V.A. Controlled Motion of a Solar Sail in the Vicinity of a Collinear Libration Point. Astron. Lett., 2020, vol. 46, pp. 185–192. DOI: <https://doi.org/10.1134/S1063773720030056>
- [3] Polyakhova E., Shmyrov A., Shmyrov V. Solar radiation pressure application for orbital motion stabilization near the Sun – Earth collinear libration point. AIP Conference Proceedings, 1959, vol. 040016, 2018. DOI: <https://doi.org/10.1063/1.5034619>
- [4] Available at: <https://www.eoportal.org/satellite-missions/lightsail-2#lightsail-2-mission-details> (accessed November 15, 2022).

УДК 52-323.6

Оптимизация алгоритма TRIAD определения ориентации космического аппарата

Игнатов Александр Иванович

МГТУ им. Н.Э. Баумана

ignatov@bmstu.ru

Стихно Кирилл Александрович

МГТУ им. Н.Э. Баумана

fn2cyril@gmail.com

Алексеев Максим Максимович

МГТУ им. Н.Э. Баумана

alienkseev@gmail.com

Рассмотрена задача Wahba по определению ориентации космического аппарата по результатам измерения направлений в связанной системе координат. Представлена математическая модель, использующая алгоритм TRIAD и условие нормировки кватернионов конечного поворота, для построения эффективного ортонормированного базиса в векторном пространстве кватернионов и последующего нахождения оптимальной ориентации. Получена система алгебраических уравнений, точно определяющая оптимальный кватернион конечного поворота. Сделаны выводы о численном решении данной системы уравнений.

Ключевые слова: небесная механика, определение ориентации космического аппарата, задача Wahba, алгоритм TRIAD, кватернион конечного поворота

В общем случае задача определения ориентации космического аппарата (КА) заключается в нахождении ортогональной матрицы, описывающей переход между связанной с КА системой координат (ССК) и некоторой другой рассматриваемой системой координат (например: орбитальная система координат — ОСК). Особое распространение получила формулировка данной задачи, предложенная в 1965 году Grace Wahba [1], в которой матрица перехода между системами координат определяется на основании $n > 1$ (взвешенных) измерений направлений в ССК и соответствующих модельных данных в ОСК. Так как идеально точными считаются только модельные значения направлений в ОСК, задача Wahba сводится к нахождению ориентации, удовлетворяющей критерию оптимальности — минимизации функции потери Wahba

$$L_W(A) = \frac{1}{2} \sum_{i=1}^n a_i \|s_i - Av_i\|^2 = 1 - \sum_{i=1}^n a_i s_i^T Av_i,$$

где A — матрица перехода между ОСК и ССК; v_i — проекции направлений в ОСК; s_i — проекции направлений в ССК; a_i — весовые коэффициенты, обусловленные разной точностью датчиков КА, такие, что $\sum_{i=1}^n a_i = 1$.

Алгоритм TRIAD является алгоритмом расчета текущей ориентации КА по проекциям двух направлений в ОСК и ССК [2]. Действие алгоритма основывается на построении промежуточной триады векторов и нахождении матриц перехода из ССК и ОСК в данную триаду. В теоретическом случае отсутствия погрешностей алгоритм TRIAD позволяет рассчитать оптимальную ориентацию. Тем не менее, в общем слу-

чае этот алгоритм является фундаментально субоптимальным и не позволяет найти матрицу перехода, минимизирующую функцию потери [3]. Оптимизация алгоритма TRIAD, полученная путем обработки результатов его применения, и является целью данной работы.

В первую очередь заметим, что и алгоритм TRIAD, и функцию потери Wahba можно естественным путем модифицировать для работы с кватернионами конечного поворота [4]. В частности, такой переход к описанию ориентации в кватернионах позволяет в дальнейшем рассматривать следующее выражение для функции потери Wahba:

$$L_W(\Lambda) = 1 - \sum_{i=1}^n a_i s_i^T [\Lambda \circ v_i \circ \Lambda^*], \quad (1)$$

где Λ — кватернион конечного поворота; $\circ$ — произведение кватернионов, рассматривающее вектор v_i как кватернион с нулевым скалярным компонентом. Тем не менее основная цель описанного выше перехода к кватернионам конечного поворота есть перенос задачи расчета оптимальной ориентации в векторное пространство кватернионов, изоморфное пространству $\mathbb{R}^4$. Этот изоморфизм пространств мы будем далее тесно использовать, например, вводя для кватернионов операцию скалярного произведения.

Временно отвлекаясь от задачи Wahba, рассмотрим определенное выше векторное пространство кватернионов и его базис. Так, беря за основу произвольный ненулевой вектор, всегда можно бесконечным числом способов сконструировать некоторый ортонормированный базис (ОНБ) векторного пространства, содержащий этот вектор. Для этого достаточно определить гиперплоскость, проходящую через начало координат и ортогональную исходному вектору, и выбрать из нее три линейно независимых вектора. Введенная ранее операция скалярного произведения позволяет применить к полученному набору векторов процесс ортогонализации Грама — Шмидта и получить искомый ОНБ в пространстве кватернионов. Таким образом, непосредственное построение ОНБ является чисто технической задачей и основным вопросом становится определение максимально эффективного для последующих вычислений базиса.

В данной работе рассматривается модель, в которой ОНБ строится на основании некоторого кватерниона Λ_0 , являющегося максимально точной изначально известной аппроксимацией оптимальной ориентации. Для получения данной аппроксимации используется некоторая функция построения начального приближения, использующая результаты применения алгоритма TRIAD, которые являются аппроксимациями некоторой точности оптимального кватерниона конечного поворота. Тривиальным примером такой функции является простой выбор наиболее оптимального кватерниона из всех имеющихся результатов применения TRIAD. Остальные базисные кватернионы $\Lambda_1, \Lambda_2, \Lambda_3$ лежат в гиперплоскости, ортогональной направлению начального приближения. Результатом введения такого ОНБ является разложение по базису

$$\Lambda = \sum_{i=0}^3 \alpha_i \Lambda_i. \quad (2)$$

До этого момента в данной модели не использовалось одно из фундаментальных свойств кватернионов конечного поворота — условие единичной нормировки [5].

Подставляя разложение (2) в это условие и используя ортонормированность базиса, мы получаем следующее выражение коэффициента α_0 :

$$\|L\|^2 = \sqrt{\sum_{i=0}^3 \alpha_i^2} = 1 \Rightarrow \alpha_0 = \sqrt{1 - \sum_{i=1}^3 \alpha_i^2}. \quad (3)$$

Формула (3) фактически является многозначной параметризацией множества кватернионов конечного поворота — единичной четырехмерной сферы в векторном пространстве кватернионов. Стоит заметить, что одну из половин данной сферы можно не рассматривать, так как нам известно, что оптимальный кватернион находится в окрестности L_0 . С другой стороны, подставляя разложение (2) в формулу (1), учитывая соотношение (3) и линейность операции произведения кватернионов и упрощая, мы приходим к следующей эквивалентной формулировке задачи Wahba:

$$L_W(L) = 1 - \sum_{k=1}^n a_k s_k^T \left(\sum_{i=0}^3 \sum_{j=0}^3 \alpha_i \alpha_j [L_i \circ v_k \circ L_j^*] \right). \quad (4)$$

Нахождение оптимальной ориентации фактически сводится к минимизации функции нескольких переменных (4) при соответствующем условии. Таким образом, дифференцируя, мы получаем систему алгебраических уравнений ($m = 1, 2, \dots, n$), полностью определяющую оптимальный кватернион конечной ориентации:

$$\sum_{k=1}^n a_k s_k^T \left[\sum_{i=0}^3 \alpha_i ([L_m \circ v_k \circ L_i^*] + [L_i \circ v_k \circ L_m^*]) - \frac{\alpha_m}{\alpha_0} \cdot \sum_{i=0}^3 \alpha_i ([L_0 \circ v_k \circ L_i^*] + [L_i \circ v_k \circ L_0^*]) \right] = 0.$$

Важным практическим вопросом является последующее численное решение полученной системы. Ограничение в форме строгого неравенства, наложенное на параметры $\alpha_1, \alpha_2, \alpha_3$, требует практического применения условий Каруша — Куна — Таккера (ККТ), известных из нелинейного программирования. В рамках этих ограничений возникает необходимость решения системы из четырех уравнений, включающих в себя дополнительный неотрицательный весовой коэффициент. Тем не менее, представленный в данной работе выбор ОНБ в пространстве кватернионов позволяет в большинстве случаев опустить условия ККТ, так как начальное приближение итерационных алгоритмов находится в максимально далекой от границ разрешенной области точке и в относительно малой окрестности оптимального решения. Кроме того стоит заметить, что после нескольких простых преобразований коэффициентам системы можно придать более симметричный вид, что позволяет урезать затраты на их хранение в компьютерной памяти. В частности, эта система уравнений допускает решение методом Ньютона, которому характерна квадратичная скорость сходимости.

В заключение отметим модульную структуру полученного алгоритма. Оба основных блока (функция начального приближения и алгоритм численного решения) допускают модификации, обусловленные конкретными условиями и спецификами от-

дельных прикладных задач. Ключевым результатом данной работы является построенная теоретическая модель и полученная система алгебраических уравнений, допускающая решение численными методами.

Литература

- [1] Wahba G. A Least Squares Estimate of Satellite Attitude. SIAM Review, 1965, vol. 7, no. 3, p. 409. DOI: <https://doi.org/10.1137/1007077>
- [2] Black H.D. A passive system for determining the attitude of a satellite. AIAA Journal, 1964, vol. 2, no. 7, pp. 1350–1351. DOI: <https://doi.org/10.2514/3.2555>
- [3] Tanygin S., Shuster M. The many TRIAD algorithms. 17th AAS/AIAA Space Flight Mechanics Meeting, 2007: Advances in the Astronautical Sciences, 2007, vol. 122, pp. 81–99.
- [4] Landis Markley F., Crassidis J.L. Fundamentals of Spacecraft Attitude Determination and Control. NY, Springer New York, 2014, pp. 37–48. DOI: <https://doi.org/10.1007/978-1-4939-0802-8>
- [5] Hamilton W. R. On quaternions, or on a new system of imaginaries in algebra. Philosophical Magazine, 1844, vol. 25, no. 3, pp. 489–495. DOI: <https://doi.org/10.1080/14786444408645047>

УДК 629.78

Сравнительный анализ функционалов в задаче построения программного движения для магнитной системы управления ориентацией

Охитина Анна Сергеевна

anna.ohitina@mail.ru

ИПМ им. М.В. Келдыша РАН

Ткачев Степан Сергеевич

stevens_l@mail.ru

ИПМ им. М.В. Келдыша РАН

Ролдугин Дмитрий Сергеевич

rolduginds@gmail.com

ИПМ им. М.В. Келдыша РАН

При реализации управления, обеспечивающего трехосную ориентацию космического аппарата с помощью магнитных катушек, возникает локальная неуправляемость. Для решения этой проблемы с помощью метода роя строится специальная траектория, при движении по которой ошибка управления оказывается минимальной. Работа посвящена сравнительному анализу используемых в этой задаче функционалов с учетом точности ориентации при наличии возмущений.

Ключевые слова: магнитная катушка, ориентация, ошибка реализации, метод роя частиц

Необходимость создания все большего количества малых аппаратов для решения растущего числа научных и прикладных задач в различных отраслях требует также и их удешевления, что приводит к частому использованию магнитных систем управления ориентацией. Такие системы имеют низкое энергопотребление и просты в изготовлении, однако у них есть и существенный недостаток. С помощью магнитных катушек невозможно реализовать компоненту необходимого управляющего момента, направленную вдоль вектора **В** геомагнитной индукции. Однако показано, что такая система все равно является управляемой [1], так как направление вектора **В** меняется при движении спутника по орбите, и со временем становятся доступны все направления. Таким образом, задача состоит в построении угловой траектории, которая одновременно должна быть и близка к требуемой ориентации (орбитальной), и обеспечивать минимальную проекцию управляющего момента на вектор геомагнитного поля. При равенстве проекции нулю траектория является полностью управляемой, что делает минимальными ошибки отслеживания программного движения.

В работе развивается подход, описанный в [2, 3], где предложен способ построения специальной угловой траектории с помощью оптимизации функционала, обеспечивающего минимум среднеквадратичного отклонения проекции управляющего момента на вектор геомагнитной индукции. Построение траектории в работе [2] происходит в упрощенной модели, в частности, отсутствуют возмущения, а для описания геомагнитного поля Земли используется модель прямого диполя. Это в конечном итоге сказывается на точности ориентации в полной модели при численных исследованиях. В данной работе предложен ряд альтернативных функционалов, исходя из анализа линеаризованной модели углового движения. Дополнительно поставлена задача оптимальной аппроксимации модели геомагнитного поля на заданном интервале време-

ни. Эти задачи решаются с помощью метода роя частиц [4–6], основанном на механизме принятия решений о дальнейшем поиске каждой частицей после получения информации об исследуемой области как от самой частицы, так и от соседей. Данный метод позволяет работать с функционалами, которые невозможно представить в явном виде и, соответственно, к которым неприменимы градиентные методы оптимизации. Метод роя позволяет работать с функционалами различной сложности, что хорошо удовлетворяет поставленной задаче. Затем проводится численное моделирование при различных внешних возмущениях в полной модели, с учетом неточности знания тензора инерции космического аппарата, и анализируются статистические данные ошибок точности ориентации для разных случаев. Результаты позволяют сделать вывод о влиянии возмущений и неточности знания параметров аппарата на ошибки отслеживания программного движения, полученного при разных видах функционала.

Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда № 22-71-10009.

Литература

- [1] Bhat S.P. Controllability of nonlinear time-varying systems: applications to spacecraft attitude control using magnetic actuation. IEEE Trans. Automat Contr, 2005, vol. 50, no. 11, pp. 1725–1735.
- [2] Okhitina A., Roldugin D., Tkachev S. Application of the PSO for the construction of a 3-axis stable magnetically actuated satellite angular motion. Acta Astronaut Pergamon, 2022, vol. 195, pp. 86–97.
- [3] Охитина А.С., Ролдугин С.С., Ткачев С.С. Применение алгоритма метода роя для обеспечения трехосной магнитной ориентации космического аппарата. 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. 1, с. 388–390.
- [4] Simon D. Evolutionary Optimization Algorithms. WILEY, 2013, 742 p.
- [5] Eberhart R., Shi Y. Particle swarm optimization: Developments, applications and resources. IEEE Congr Evol Comput. Seoul, Korea, 2001, pp. 81–86.
- [6] Kennedy J., Eberhart R. Particle swarm optimization. Proc Int Conf Neural Networks. IEEE, 1995, vol. 4, pp. 1942–1948.

УДК 521.182

Использование обучения с подкреплением для планирования реконфигураций группы космических аппаратов

Глухов Илья Викторович
МФТИ (Долгопрудный)

ilya.v.glukhov@gmail.com

Показано решение задачи по планированию реконфигураций группы космических аппаратов в рамках одной формации. В работе рассматривается непрерывное управление малой тягой, основанное на линейно-квадратичном регуляторе. Настройка линейно-квадратичного регулятора осуществляется с помощью генетического алгоритма с целью увеличения срока активного существования формации. Предлагается метод выбора настроек регулятора для разных целевых орбит. Считается, что полетная миссия завершается при расходе топлива в одном из космических аппаратов, при этом космические аппараты выполняют маневры разные по расходу топлива. Поэтому для максимизации продолжительности полетной миссии поставлена задача многоцелевого назначения для поиска максимального количества реконфигураций формации космических аппаратов. Предложено решение этой задачи с помощью обучения с подкреплением. Реализовано решение этой задачи с некоторыми ограничениями.

Ключевые слова: спутниковые формации, линейно-квадратичный регулятор, генетический алгоритм, потребление топлива, обучение с подкреплением

В работе рассматривается формация большого количества космических аппаратов (КА). Распределенная архитектура космических систем используется при решении различных задач в космосе таких, как распределенные астрофизические наблюдения [1], исследования малых тел Солнечной системы [2], радиолокационная интерферометрия с синтезированной апертурой [3] и реклама в космосе [4]. В данной работе группа КА выполняет регулярные маневры по реконфигурации в соответствии со своей полетной миссией. Все орбитальные построения известны заранее и выбираются путем назначения каждому космическому аппарату целевой траектории, соответствующей одному из периодических решений уравнений относительного движения [5, 6], записанных относительно некоторой базовой орбитальной системы отсчета. Модель динамики КА помимо центрального гравитационного поля Земли включает возмущающее ускорение обусловленное влиянием второй зональной гармоники геопотенциала. В связи с влиянием внешних возмущений опорные относительные траектории требуют поддержания. Также маневрирование необходимо для перестроения заданных орбитальных конфигураций для решения каких-либо задач полетной миссии. В предыдущих работах [4] был предложен алгоритм управления формацией для ее развертывания после отстыковки от ракеты-носителя, а также поддержания и перестроения.

Для сохранения в рабочем состоянии всех КА необходимо отслеживать расход топлива каждого из них, так как при окончании топлива у одного из КА заканчивается полетная миссия всей группы КА. КА выполняют маневры разные по расходу топлива. Для этого поставлена задача многоцелевого назначения поиска максимального

количества реконфигураций формации КА. В работе учтено, что КА оснащен двигательной установкой малой тяги, управление которой основано на линейно-квадратичном регуляторе с учетом характеристик доступных двигателей малых спутников.

Задача решается в три этапа. Во-первых, оптимизируются относительные положения каждой пары последовательных орбитальных конфигураций, для этого сравниваются несколько метрик, описывающих расстояния между конфигурациями для определения фазы новой орбитальной конфигурации, обеспечивающей в среднем максимально короткие траектории перелета маневрирующих спутников. Во-вторых, настраивается линейно-квадратичный регулятор и находится Парето-фронт его оптимальных коэффициентов с выбором между временем маневра и расходом топлива на каждый маневр. Установлено, что оптимизированные траектории маневра могут состоять из нескольких дуг с разными настройками регулятора. После настройки регулятора вычисляются матрицы стоимости реконфигурации, элементы которых есть масса топлива, необходимая каждому космическому кораблю на его текущей траектории для маневрирования на целевые траектории, доступные в новой конфигурации. Наконец, решается задача о многоэтапных назначениях, которая заключается в предварительном поиске назначения каждого КА для перемещения на определенную траекторию при каждой реконфигурации, при этом максимизируется целевая функция — количество реконфигураций. Поскольку обычные алгоритмы задач о назначениях хороши только для одноэтапного назначения, в работе предлагается использовать обучение с подкреплением для многоэтапной задачи [7]. В силу того, что алгоритм обучения с подкреплением для задачи оказался слишком ресурсозатратным, в задаче использовалась его модификация с ограничением. Было произведено сравнение модификации алгоритма с оригинальным алгоритмом на задаче для случая малого количества КА в группе.

Литература

- [1] Scala F., Francesca Z., Giovanni C. et al. The HERMES Mission: A CubeSat Constellation for Multi-Messenger Astrophysics. 5th IAA Conference on University Satellite Missions and CubeSat Workshop, 2020, vol. 173, pp. 57–73.
- [2] D'Arrigo P. & Santandrea S. APIES: A mission for the exploration of the main asteroid belt using a swarm of microsatellites. *Acta Astronautica*, 2006, vol. 59, pp. 689–699. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2005.07.011>
- [3] Gill E. & Runge H. Tight formation flying for an along-track SAR interferometer. *Acta Astronautica*, 2004, vol. 55, pp. 473–485. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2004.05.044>
- [4] Biktimirov S.N., Ivanov D.S., Pritykin D.A. A Satellite Formation to Display Pixel Images from the Sky: Mission Design and Control Algorithms. *Advances in Space Research*, 2022, vol. 69, no. 11, pp. 4026–4044. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.asr.2022.03.018>
- [5] Clohessy W.H., Wiltshire R.S. Terminal guidance system for satellite rendezvous. *Journal of the Aerospace Sciences*, 1960, vol. 27, № 9, pp. 653–658. DOI: <https://doi.org/10.2514/8.8704>
- [6] Белецкий В.В. Очерки о движении космических тел. Москва, Наука, 1972, 360 с.
- [7] Francois-Lavet V., Henderson P., Islam R., Bellemare M. G., Pineau J. and others. An introduction to deep reinforcement learning. Now Publishers, Inc. 2018, vol. 11, no. 3–4, pp. 219–354. DOI: <http://dx.doi.org/10.1561/22000000071>

УДК 629.78

Определение положения космического аппарата относительно линии фокуса гравитационной линзы Солнца путем обработки изображения протяженного источника нейросетевым методом

Корнеев Кирилл Романович
ИПМ им. М.В. Келдыша РАН

kirill_rnd@mail.ru

Широбоков Максим Геннадьевич
ИПМ им. М.В. Келдыша РАН

shmaxg@gmail.com

Перепухов Денис Глебович dperepukhov@yandex.ru
ИПМ им. М.В. Келдыша РАН

Исследован вопрос применимости сверточных нейронных сетей к задаче определения положения космического аппарата относительно фокальной солнечной гравитационной линзы. Использовано прямое моделирование изображения протяженного источника, преломленного гравитационной линзой в монопольном приближении. Для улучшения качества работы нейросети применено полярное преобразование изображения. Обучена сверточная нейросетевая модель. Достигнут результат в 0,15 угл. с корня среднеквадратичной ошибки определения углового радиального положения источника и 2,45 град. корня среднеквадратичной ошибки определения направления на источник в связанной системе координат.

Ключевые слова: солнечная гравитационная линза, сверточные нейронные сети, машинное обучение, навигация космических аппаратов, полярное преобразование изображения

Явление гравитационного линзирования было предсказано работами А. Эйнштейна [1] и В. А. Фока [2] и позднее подтвердилось. При этом явлении свет от удаленных источников преломляется гравитационным полем массивного тела и фокусируется на одной линии. Метод использования этого явления для астрономических наблюдений удаленных экзопланет описан в работе С. Г. Турышева [3]. В этом методе космический аппарат (КА) с телескопом помещается на фокальной линии солнечной гравитационной линзы (СГЛ) на расстоянии более 550 астрономических единиц. При этом КА может наблюдать изображение экзопланеты в виде кольца Эйнштейна вокруг Солнца. Этот эффект появляется ввиду сильной интерференции изображения экзопланеты, что позволяет значительно увеличить разрешающую способность телескопа относительно удаленных от фокальной линии областей. Ввиду возможных ошибок при перемещении КА на заданную позицию возникает задача определения его положения относительно фокальной линии для последующей коррекции. Сложность этой задачи определяется как наличием зон с различным влиянием интерференции в зависимости от удаления от фокальной линии [4], так и орбитальным движением экзопланеты вокруг звезды [5]. В зависимости от степени влияния интерференции выделяют три зоны: сильной интерференции, слабой и область геометрической оптики. Между ними не существует явной границы, что усложняет обработку видимых изображений протяженного источника-экзопланеты.

Область гравитационного линзирования хорошо изучена, а потому существует целый ряд инструментов моделирования наблюдаемых изображений [6]. Данная работа описывает 8 разных инструментов, среди которых авторы доклада отмечает

LensPerfect, glafic и GRALE. Ввиду открытости кода был выбран пакет прямого моделирования изображений гравитационных линз glafic [7]. Данный пакет позволяет гибко настраивать параметры моделирования и воспроизводить изображения СГЛ в монопольном приближении.

Ввиду явной нелинейности поведения изображений, наблюдаемых в СГЛ, использование нейросетей для их обработки весьма уместно. На схожую тематику существуют различные работы. Статья [8] описывает способность нейросетей выучивать параметры моделирования гравитационного линзирования и определять их по изображению. С другой стороны методы глубокого обучения применяют для обнаружения гравитационных линз [9], что свидетельствует о их способности отличать их от прочих астрономических объектов. В данной работе нейронные сети применяются для определения двух параметров моделирования СГЛ, полезных для задачи навигации КА в окрестности фокальной линии СГЛ.

Первым необходимым параметром является угловое расстояние от центра источника до центра гравитационной линзы. Ввиду геометрии задачи оно совпадает с углом между линией КА — Солнце и линией КА-экзопланета. Имея априорное знание о расстоянии до Солнца, впоследствии можно восстановить линейное расстояние от КА до фокальной линии. Вторым важным параметром является видимый угол направления на экзопланету в плоскости изображения в связанной системе координат (ССК) КА. Эти величины и их первые производные позволяют осуществить навигацию возле фокальной линии и скорректировать положение КА.

В настоящей работе для обработки моделируемых изображений были использованы сверточные нейронные сети [10]. На вход нейросети подается изображение, сгенерированное с помощью glafic с тремя случайными параметрами: угловым расстоянием от центра источника до центра гравитационной линзы, углом направления на экзопланету в плоскости изображения в ССК и угловая протяженность источника. Первые два параметра модель должна корректно предсказать. Для улучшения сходимости модели используется не только изображение в декартовых координатах, но и изображение в полярных координатах, преобразованное библиотекой OpenCV [11]. Такой метод иногда применяется для обработки медицинских изображений [12]. Оба изображения объединяются в массив размерностью (400,400,2) и обрабатываются моделью одновременно.

Модель состоит из последовательности блоков из двумерного сверточного слоя, линейного выпрямителя (ReLU) [13] и двумерного слоя MaxPooling [14]. Размер ядра свертки — три, размер шага свертки — два. Количество фильтров свертки меняется в зависимости от слоя: 16, 32, 64, 128. Выход сверточных слоев превращается в одномерный массив и обрабатывается двумя полносвязными слоями с числом нейронов 32 и 16, а также ReLU. Выходной слой состоит из двух нейронов. Один отвечает за угловое расстояние, а другой за угловое положение в ССК. В качестве функции ошибок использовалась среднеквадратичная ошибка.

В данный момент удалось достичь приемлемой для начального этапа работ точности определения положения. Корень среднеквадратичной ошибки определения углового радиального расстояния — 0,15 угл. с. Корень среднеквадратичной ошибки определения угла наклона в плоскости изображения — 2,45 град.

Стоит отметить, что модель неспособна сходиться к декартовым координатам положения источника в качестве меток, то есть среднеквадратичные ошибки не убывают в процессе обучения. С другой стороны, использование полярных координат значительно улучшает сходимость. В то же время добавление полярного преобразования исходного изображения во входной массив позволяет модели выявить имеющиеся закономерности. Однако использование только изображения в полярных координатах

не дает приемлемого результата. Единственным вариантом остается комбинирование двух изображений для дальнейшей обработки.

Исследование показало, что предложенная модель глубокого обучения способна выявлять нелинейные закономерности, возникающие при наблюдении протяженного источника-экзопланеты с помощью СГЛ, и восстанавливать положение КА с указанной точностью. Это означает, что нет необходимости в построении трех разных моделей для каждой из областей интерференции. Дальнейшее повышение качества и устойчивости работы метода будет проводиться с учетом как квадрупольного момента СГЛ, так и с учетом прочих возмущений. Также предполагается определять скорость КА по динамике наблюдаемого изображения.

Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда (проект № 22-71-00051 «Автономное управление космическим аппаратом при полете к фокусу гравитационной линзы Солнца»).

Литература

- [1] Einstein A. Die Grundlage der allgemeinen Relativitätstheorie. *Annalen der Physik*, 1916, vol. 354, no. 7, pp. 769–822.
- [2] Фок В.А. Теория пространства, времени и тяготения. Москва, Физматгиз, 1961.
- [3] Turyshv S.G. et al. Direct Multipixel Imaging and Spectroscopy of an Exoplanet with a Solar Gravity Lens Mission. Available at: <https://arxiv.org/abs/2002.11871> (accessed November 28, 2022).
- [4] Turyshv S.G., Toth V.T. Image formation for extended sources with the solar gravitational lens. *Physical Review D. American Physical Society (APS)*, 2020, vol. 102, no 2, art. 024038. DOI: <https://doi.org/10.1103/PhysRevD.102.024038>
- [5] Turyshv S.G., Toth V.T. Navigating stellar wobbles for imaging with the solar gravitational lens. *Physical Review D. American Physical Society (APS)*, 2022, vol. 105, no. 4, art. 044012.
- [6] Lefor A.T., Futamase T., Akhlaghi M. A systematic review of strong gravitational lens modeling software. *New Astronomy Reviews. Elsevier BV*, 2013, vol. 57, no. 1–2, pp. 1–13. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.newar.2013.05.001>
- [7] Oguri M. The Mass Distribution of SDSS J1004+4112 Revisited. *Publications of the Astronomical Society of Japan. Oxford University Press (OUP)*, 2010, vol. 62, no. 4, pp. 1017–1024. DOI: <https://doi.org/10.1093/pasj/62.4.1017>
- [8] Huang K.-W. et al. Strong Gravitational Lensing Parameter Estimation with Vision Transformer. Available at: <https://arxiv.org/abs/2210.04143> (accessed November 28, 2022).
- [9] Khachatryan H.G. On machine learning search for gravitational lenses. Available at: <https://arxiv.org/abs/2104.01014> (accessed November 28, 2022).
- [10] LeCun Y., Bengio Y., others. Convolutional networks for images, speech, and time series. *The handbook of brain theory and neural networks. Cambridge, MA USA*, 1995, vol. 3361, no. 10, pp. 255–258.
- [11] Прохоронок Н.А. OpenCV и Java. Обработка изображений и компьютерное зрение. Санкт-Петербург, БХВ-Петербург, 2018, 320 с.
- [12] Benčević M. et al. Training on Polar Image Transformations Improves Biomedical Image Segmentation. *IEEE Access*, 2021, vol. 9, pp. 133365–133375. DOI: <https://doi.org/10.1109/ACCESS.2021.3116265>
- [13] Fukushima K., Miyake S. Neocognitron: A self-organizing neural network model for a mechanism of visual pattern recognition. *Competition and cooperation in neural nets. Berlin; Heidelberg: Springer*, 1982, vol. 45, pp. 267–285.
- [14] Scherer D., Müller A., Behnke S. Evaluation of pooling operations in convolutional architectures for object recognition. *International conference on artificial neural networks. Berlin; Heidelberg: Springer*, 2010, vol. 6354, pp. 92–101.

УДК 629.78

Проектирование низкоэнергетических межпланетных перелетов с малой тягой, использующих движение по инвариантным многообразиям точек либрации

Иванюхин Алексей Викторович

ivanyukhin.a@yandex.ru

Научно-исследовательский институт прикладной механики и электродинамики МАИ

Петухов Вячеслав Георгиевич

vgpetukhov@gmail.com

Научно-исследовательский институт прикладной механики и электродинамики МАИ

Юн Сон Ук

wook4573@naver.com

МАИ

Рассмотрена задача расчета низкоэнергетических межпланетных траекторий перелета космического аппарата с идеально-регулируемым двигателем малой тягой с околоземной орбиты на орбиты вокруг других планет с использованием пролета по транзитным траекториям в окрестностях коллинеарных точек либрации систем Солнце–планета отправления и Солнце–планета прибытия, которые являются их инвариантными многообразиями. Приводятся численные примеры расчета низкоэнергетических траекторий перелета к Марсу и Юпитеру. Полученные результаты сравниваются с решениями, полученными в рамках метода точечных сфер действия.

Ключевые слова: механика космического полета с малой тягой, оптимальное управление, низкоэнергетические перелеты, межпланетные траектории

Современные межпланетные космические миссии требуют разработки новых эффективных схем перелета, в том числе схем перелета, использующих эффекты задач трех и четырех тел [1–3] и двигательные установки малой тяги с большим удельным импульсом.

В работе рассматривается задача расчета низкоэнергетических межпланетных траекторий перелета космического аппарата (КА) с идеально-регулируемым двигателем малой тягой с околоземной орбиты на орбиты других планет с использованием пролета в окрестностях коллинеарных точек либрации систем Солнце–планета отправления и Солнце–планета прибытия. Перелет осуществляется с использованием транзитной траектории в окрестности одной из коллинеарных точек либрации L1 или L2 и являющейся ее инвариантным многообразием. Интерес к таким траекториям обусловлен возможностью снизить затраты топлива на перелет за счет использования особенностей динамики движения КА в системе трех тел.

Предлагается метод решения задачи, заключающийся в определении инвариантных многообразий точек либрации и в расчете оптимальной траектории перелета космического аппарата с малой тягой с начальной околоземной орбиты на транзитную траекторию инвариантного многообразия коллинеарной точки системы Солнце–Земля, позволяющую покинуть окрестность Земли и выйти на гелиоцентрическую траекторию. После чего происходит маневр перевода КА на устойчивое инвариантное многообразие точки либрации системы Солнце–планета назначения, движение по которому позволяет войти внутрь грависферы планеты назначения, после чего совершить выход на целевую околопланетную орбиту [4, 5]. Особенностью такого подхода

является подбор оптимальных дат прохождения окрестностей точек либрации планеты отправления и планеты назначения, поскольку инвариантные многообразия в рамках эфемеридной задачи четырех тел испытывают сильные возмущения. В этих условиях участок движения по инвариантному многообразию для пролета каждой точки либрации задается тремя параметрами: моментом выхода на многообразия, датой пролета точки либрации и датой схода с многообразия. Оптимизация этих параметров требует предварительного анализа поведения многообразий в рамках возмущенной модели.

Предложенный подход позволяет отказаться от модели грависфер нулевой протяженности и проектировать перелет в рамках эфемеридной задачи четырех тел. В качестве модели функционирования двигателя малой тяги рассматривается модель идеально-регулируемого двигателя ограниченной мощности. Для решения задачи оптимизации перелета с малой тягой используется принцип максимума Понтрягина в сочетании с методом продолжения по параметру.

Приводятся численные примеры расчета низкоэнергетических траекторий перелета к Марсу и Юпитеру. Исследуется зависимость полученного решения от моментов выхода на инвариантные многообразия точек либрации и схода с них. Полученные результаты сравниваются с решениями, полученными в рамках метода точечных сфер действия.

Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда (проект № 22-79-10206, <https://rscf.ru/project/22-79-10206/>).

Литература

- [1] Dutt P. A review of low-energy transfers. *Astrophysics and Space Science*, 2018, vol. 363, no. 12, pp. 1–21. DOI: <https://doi.org/10.1007/s10509-018-3461-4>
- [2] Topputo F., Belbruno E. Earth–Mars transfers with ballistic capture. *Celestial Mechanics and Dynamical Astronomy*, 2015, vol. 121, no. 4, pp. 329–346. DOI: <https://doi.org/10.1007/s10569-015-9605-8>
- [3] Mingotti G., Gurfil P. Mixed low-thrust invariant-manifold transfers to distant prograde orbits around Mars. *Journal of guidance, control, and dynamics*, 2010, vol. 33, no. 6, pp. 1753–1764. DOI: <https://doi.org/10.2514/1.49810>
- [4] Иванюхин А.В., Петухов В.Г. Низкоэнергетические квазиоптимальные траектории с малой тягой к точкам либрации и гало-орбитам. *Космические исследования*, 2022, т. 58, № 2, с. 165–176. DOI: <https://doi.org/10.31857/S0023420620020053>
- [5] Иванюхин А.В., Петухов В.Г., Юн Сон Ук. Траектории перелета к Луне с минимальной тягой. *Космические исследования*, 2022, т. 60, № 6, с. 517–527. DOI: <https://doi.org/10.31857/S002342062205003X>

УДК 629.78

Стабилизация гравитационных положений равновесия малого космического аппарата при помощи магнитных катушек

Маштаков Ярослав Владимирович

yarmashtakov@gmail.com

ИПМ им. М.В. Келдыша РАН

Монахова Ульяна Владимировна

monakhova@phystech.edu

ИПМ им. М.В. Келдыша РАН

Рассматривается задача стабилизации малого космического аппарата в гравитационном положении равновесия. В качестве исполнительных органов предлагается использовать магнитные катушки. Алгоритм управления строится по аналогии с пропорционально-дифференциальным регулятором, при этом используется шесть коэффициентов управления. Для их подбора используется теория Флоке и численная оптимизация, максимизирующая степень устойчивости относительного движения.

Ключевые слова: магнитные катушки, теория Флоке, гравитационная стабилизация, управление ориентацией

Существенно меньшие затраты на разработку и запуск малых космических аппаратов делают их крайне привлекательными как для индустрии, так и для научных организаций. Благодаря достижениям в микроэлектронике, такие аппараты стали способны решать достаточно серьезные задачи. Уже разработаны и активно применяются системы управления ориентацией на основе двигателей-маховиков, которые могут обеспечивать высокую точность ориентации и стабилизации космического аппарата. Отметим, что такие системы все еще остаются достаточно дорогими, а также подвержены поломкам. Поэтому часто возникает потребность в обеспечении требуемого режима углового движения при помощи исключительно магнитных систем управления ориентацией.

В настоящей работе мы рассматриваем задачу стабилизации аппарата в гравитационных положениях равновесия. Она может возникнуть, например, при выполнении задач дистанционного зондирования: стабилизация камеры или иного чувствительного элемента в надири. Также, эта задача возникает при управлении группой, состоящей из нескольких аппаратов при помощи сил аэродинамического сопротивления. В этом случае необходимо изменять ориентацию космических аппаратов относительно набегающего потока, а значит и стабилизировать как устойчивые, так и неустойчивые положения равновесия. В настоящей работе мы рассматриваем последний сценарий, при этом рассматриваются космические аппараты класса 3U Cubesat. Такие малые космические аппараты представляют собой вытянутые параллелепипеды, со сторонами $10 \times 10 \times 30$ см, а значит, изменение их ориентации существенно меняет силу аэродинамического сопротивления.

Для стабилизации каждого положения равновесия предлагается использовать свой собственный набор коэффициентов. Они подбираются в упрощенной модели движения, когда аппарат движется по круговой кеплеровой орбите, а магнитное поле моделируется полем диполя, ось которого совпадает с осью вращения Земли. В этом случае уравнения относительного движения вблизи положения равновесия после ли-

неаризации становятся периодическими, что позволяет использовать теорию Флоке для оценки степени устойчивости [1–4]. В работе показано, что предложенный алгоритм управления может работать в том числе и в возмущенной задаче, когда учитывается влияние второй гармоники геопотенциала на орбитальное движение аппарата, в качестве модели магнитного поля используется IGRF, а также учитывается влияние аэродинамического момента на угловое движение.

Для демонстрации работоспособности алгоритма проводилось моделирование Монте-Карло. При этом варьировались как начальные данные — относительные ориентация и угловая скорость — так и неточности знания тензора инерции аппарата. Оказалось, что неустойчивое положение равновесия удастся стабилизировать, однако область его притяжения оказывается достаточно малой. В работе также предлагается подход, позволяющий привести аппарат в неустойчивое положение равновесия, отличающееся от устойчивого поворотом вокруг вектора нормали к орбите на 90 градусов.

Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда (проект № 22-71-10009, <https://rscf.ru/project/22-71-10009/>).

Литература

- [1] Teschl G. Ordinary differential equations and dynamical systems. Graduate Studies in Mathematics, 2000, vol. 140, pp. 08854–8019.
- [2] Malkin I.G. Theory of stability of motion. US Atomic Energy Commission, Office of Technical Information, 1959, vol. 3352.
- [3] Ovchinnikov M.Y., Roldugin D.S., Penkov V.I. Three-axis active magnetic attitude control asymptotical study. Acta Astronautica, 2015, vol. 110, pp. 279–286. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2014.11.030>
- [4] Celani F. Robust three-axis attitude stabilization for inertial pointing spacecraft using magnetorquers. Acta Astronautica, 2015, vol. 107, pp. 87–96. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2014.11.027>

УДК 531

Тросовая система в коллинеарных точках либрации L1, L2 системы Марс – Фобос

Нерядовская Дарья Владимировна

neryadovskayadv@yandex.ru

Самарский университет

Асланов Владимир Степанович

aslanov_vs@mail.ru

Самарский университет

Рассмотрено разворачивание тросовой системы с использованием одной из коллинеарных точек либрации L1 или L2 в плоской круговой ограниченной задаче трех тел в системе Марс — Фобос. Получено уравнение движения в полярной системе координат для троса постоянной длины, «закрепленного» как в точке L1 и направленного в сторону Марса, так и в L2 и развернутого в противоположную от Фобоса сторону. Найдены устойчивые положения равновесия, определена зависимость периода колебаний от длины троса. Получено аналитическое решение в окрестности устойчивой точки для малых углов отклонения троса от местной вертикали в эллиптических функциях Якоби и проведено его сравнение с численным. Показано, что система, «закрепленная» как в точке L1, так и в L2, имеет потенциальные ямы, размер которых меняется в зависимости от длины троса. Выявлено, что зависимости периода колебаний от длины троса для точек L1 и L2 принципиально отличаются. При этом и для точки L1, и для L2 сравнение приближенного и численного решений показало, что амплитуда колебаний остается постоянной, в отличие от частоты.

Ключевые слова: тросовая система, точка либрации, положение равновесия, фазовая плоскость, аналитическое решение, эллиптическая функция

В последние десятилетия использованию тросовых систем уделяется все больше внимания, написано множество статей и книг на эту тему [1–3]. Существует немало различных проектов тросовых систем и способов их практического применения в космосе. Одной из инновационных идей в настоящее время является космическая миссия с использованием тросовой системой, предназначенной для более детального изучения планет Солнечной системы и их спутников. В 2017 году NASA предложило структуру миссии Phobos L1 Operational Tether Experiment (PHLOTE) для исследования поверхности Фобоса с использованием тросовой системы, «закрепленной» в точке либрации L1, и малого аппарата с датчиками, прикрепленного к тросу [4]. В работе [5] рассматривается миссия, аналогичная миссии PHLOTE, в ней проводится подробное исследование поведения тросовой системы, «закрепленной» в коллинеарной точке либрации L1, с использованием классических уравнений Нехвила. Развитием этой работы является настоящее исследование, в котором изучались особенности движения и аналитически определялся с помощью эллиптических функций Якоби период колебаний тросовой системы неизменной длины, «закрепленной» как в точке либрации L1, так и в L2.

Целью работы является нахождение устойчивых положений равновесия тросовой системы, «закрепленной» в одной из коллинеарных точек либрации L1 или L2 системы Марс-Фобос и определение особенностей движения в окрестности этих точек.

При проведении исследования приняты следующие допущения: рассматривается плоское движение системы, масса аппарата предполагается малой по сравнению с массой Марса и Фобоса, тросовая система неизменной длины. В работе на этой стадии исследо-

ваний изучается ограниченная круговая задача трех тел: Марс — Фобос — малый аппарат. С помощью орбитального космического аппарата, удерживающегося («закрепленного») в неустойчивой коллинеарной точке либрации L1 или L2, разворачивается трос, на конце которого находится малый аппарат. Механическая система, рассматриваемая в работе, состоит из троса, «закрепленного» в точке либрации L1 или L2, и малого аппарата, прикрепленного на его конце. В качестве математической модели используются дифференциальные уравнения классической круговой ограниченной задачи трех тел приведенные в [6]. С помощью перехода к полярным координатам получено удобное для исследований дифференциальное уравнение движение системы троса постоянной длины под действием двух гравитационных полей (Марс-Фобос) и центробежной силы, связанной с вращением подвижной системы координат, связанной с Марсом и Фобосом. Найден первый интеграл этого дифференциального уравнения, с помощью которого построены фазовые траектории и определены устойчивые положения равновесия. Получены приближенные аналитические решения в эллиптических функциях Якоби [7] на основе разложений периодических функций, находящихся в уравнениях движения тросовой системы, в степенные ряды в окрестности положений устойчивого равновесия для малых углов отклонения троса от местной вертикали с помощью математического пакета Wolfram Mathematica. Аналитически определены периоды колебаний систем и исследованы их зависимости от длины троса. Определено, что тросовая система, «закрепленная» как в точке L1, так и в L2, принимает два устойчивых и два неустойчивых положения равновесия, и имеет потенциальные ямы. Выявлено, что период колебаний возрастает при увеличении длины троса для точки L1, в случае точки L2 при длине троса меньше 250 м период возрастает, а при длине троса больше 250 м уменьшается. Сравнение полученных приближенных аналитических решений с результатами численного интегрирования исходных уравнений движения для малых углов отклонения троса показывает их близкое сходство, при этом амплитуда колебаний остается неизменной, в отличие от частоты.

Результаты проведенного исследования подтверждают возможность осуществления миссии, подобной PHLOTE, и дают некоторое ее теоретическое обоснование. Предлагаемое решение может быть использовано при проектировании миссий для исследования других систем планета-спутник.

Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда (проект № 19-19-00085).

Литература

- [1] Белецкий В.В., Левин Е.М. Динамика космических тросовых систем. Москва, Наука, 1990, 329 с.
- [2] Levin E.M. Dynamic analysis of space tether missions. San Diego, Univelt Incorporated, 2007, vol. 126, 453 p.
- [3] Aslanov V.S., Ledkov A.S. Dynamics of tethered satellite systems. London, Elsevier, 2012, 364 p.
- [4] Kempton K., Pearson J., Levin E., Carroll J., Amzajerdian F. Phase 1 Study for the Phobos L1 Operational Tether Experiment (PHLOTE). End Report. NASA, 2018. Available at: <https://ntrs.nasa.gov/citations/20190000916> (accessed November 26, 2022).
- [5] Aslanov V.S. Prospects of a tether system deployed at the L1 libration point. Nonlinear Dynamics, 2021. DOI: <https://doi.org/10.1007/s11071-021-06884-4>
- [6] Маркеев А.П. Точки либрации в небесной механике и космодинамике. Москва, Наука, 1978, 312 с.
- [7] Журавский А.М. Справочник по эллиптическим функциям. Москва; Ленинград, АН СССР, 1941, 235 с.

УДК 533.65.013.622

Оптимальное управление беспилотным летательным аппаратом при снижении с минимизацией энергетических затрат

Бахтигозина Дарья Андреевна

bahtigozina_d@mail.ru

БГТУ «Военмех» им. Д.Ф. Устинова

Скворцова Алиса Эдуардовна

00starling@mail.ru

БГТУ «Военмех» им. Д.Ф. Устинова

Конзалаева Дарья Дмитриевна

konza.dar@gmail.com

БГТУ «Военмех» им. Д.Ф. Устинова

Рассмотрена математическая модель продольного траекторного движения самолета при выполнении маневра снижения высоты. В качестве критерия оптимизации выбран критерий Красовского для минимизации энергетических затрат, а для выполнения терминальных условий по углу тангажа на конечном участке используется ПИД-регулятор. Представлены результаты расчета динамики движения с использованием алгоритма прогнозирующей модели, а также результаты математического моделирования при различных моментах переключения управления. Сделаны выводы о том, как влияет переключение управления с критерия Красовского на ПИД-регулятор.

Ключевые слова: беспилотный летательный аппарат, маневрирование, математическое моделирование, оптимальное управление, оптимизация, системы управления

В настоящее время беспилотные летательные аппараты стремительно набирают популярность, так как их использование значительно облегчает решение задач в большом количестве сфер. Беспилотники используют в военных целях, при выполнении геодезических задач и задач картографирования, в сельском хозяйстве, для доставки грузов, мониторинга окружающей среды и тому подобное. Таким образом, возникают разнообразные проблемы при управлении беспилотными летательными аппаратами, связанные с временем полета, массой аппарата, максимальной скоростью и высотой, энергетическими затратами [1].

Снижение является одним из маневров, совершаемым беспилотным летательным аппаратом, который влияет на энергопотребление, а значит, дальность и продолжительность полета. Его можно разделить на два участка: участок пикирования — участок стремительного снижения высоты с минимальным управлением — и участок вывода на заданную высоту. Таким образом, в докладе рассматривается задача снижения высоты для беспилотного летательного аппарата самолетного типа. В качестве математической модели рассматривается система дифференциальных уравнений, описывающих динамику продольного движения беспилотного самолета [2].

В докладе решена задача оптимального управления по критерию Красовского, который позволяет минимизировать энергетические затраты. Этот метод подходит для синтеза объектов, которые описываются системами нелинейных дифференциальных уравнений высокого порядка [3]. При оптимизации управления беспилотного летательного аппарата на участке пикирования по критерию Красовского не достигается плавного перехода на заданную конечную высоту. По этой причине целесообразно

использовать ПИД-регулятор на конечном участке, чтобы обеспечить конечные терминальные условия по углу тангажа. В алгоритм управления также включена штрафная функция, характеризующая ограничение на превышение угла атаки, чтобы предотвратить резкое падение подъемной силы.

Алгоритм прогнозирующей модели [4] позволяет определять оптимальную траекторию на каждом шаге интегрирования. Для этого алгоритма составлен гамильтониан, рассчитаны сопряженные переменные и управление с учетом оптимального критерия.

Алгоритм реализован с помощью программного пакета MATLAB. Представлены результаты численного моделирования при заданных постоянных параметрах: масса, площадь крыла, время изменения работы двигателя и плотность воздуха. Рассмотрены переменные состояния при различных точках переключения с управления по критерию Красовского на ПИД-регулятор. Проведен сравнительный анализ рассмотренных вариантов закона управления и сделаны выводы об их преимуществах и недостатках. Конечные траектории представлены в виде графиков.

Полученные результаты показывают, что рассмотренный подход к оптимальному управлению снижением высоты беспилотного летательного аппарата является эффективным.

В дальнейшем рассмотренную модель планируется дополнить возмущающими воздействиями и решить проблему фильтрации, а также рассмотреть выполнение других, более сложных маневров.

Литература

- [1] Биард Р.У., Маклэйн Т.У. Малые беспилотные летательные аппараты, теория и практика. Москва, ТЕХНОСФЕРА, 2015, 312 с.
- [2] Красовский А.А., Буков В.Н., Шендрик В.С. Универсальные алгоритмы оптимального управления непрерывными процессами. Москва, Наука, 1977, 272 с.
- [3] Дмитриенко В.Д., Носов В.И. Мезенцев Н.В. Синтез регуляторов методом АКОР А.А. Красовского при нелинейно входящих управлениях и случайных возмущающих воздействиях. Вестник Национального технического университета Харьковский политехнический институт, 2009, № 13, с. 53–60.
- [4] Кабанов С.А., Александров А.А. Прикладные задачи оптимального управления. Санкт-Петербург, БГТУ «Военмех» им. Д.Ф. Устинова, 2007, 76 с.



Секция 7. РАЗВИТИЕ КОСМОНАВТИКИ И ФУНДАМЕНТАЛЬНЫЕ ПРОБЛЕМЫ ГАЗОДИНАМИКИ, ГОРЕНИЯ И ТЕПЛООБМЕНА

УДК 533.92:533.6.01

Особенности обтекания плазменным потоком спускаемого космического аппарата на спуске при наличии выступа на боковой поверхности

Щербенко Наталья Владимировна
РКК «Энергия»

shcherbenko.n@gmail.com

Тугаенко Вячеслав Юрьевич
РКК «Энергия»

vjatcheslav.tugaenko@rsce.ru

Гранкина Елена Николаевна
РКК «Энергия»

Elena.n.nesterenko@gmail.com

Грибков Александр Сергеевич
РКК «Энергия»

Alexander.Gribkov@rsce.ru

Рассмотрены особенности обтекания плазменным потоком спускаемого космического аппарата во время прохождения атмосферы Земли с орбитальной скоростью, связанные с наличием тангажного блока на боковой поверхности с подветренной стороны при полете СА. По характеру термических изменений теплозащитных материалов боковой поверхности показано, что часть «стекающего» с лобового теплозащитного экрана сжатого слоя отражается от фронтальной части тангажного блока и оседает на боковой поверхности спускаемого космического аппарата. Проведены оценки процессов, влияющих на формирование налета на иллюминаторе, расположенного с подветренной стороны спускаемого космического аппарата. Представлен космический эксперимент по инструментальным исследованиям спектра излучения газо-плазменно-пылевого слоя и его химического состава во время спуска спускаемого аппарата.

Ключевые слова: плазменный поток, спускаемый космический аппарат, сжатый слой, подветренная область, налет на иллюминаторе

Введение

При взаимодействии спускаемого аппарата (СА) с атмосферой формируется плазменный слой, экранирующий прохождение радиоволн. В результате радиосвязь с космическими аппаратами, возвращающимися на Землю, на высотах от ~ 80 до 30 км практически невозможна [1]. В рамках Программы отработки перспективных космических технологий, необходимых для освоения космического пространства, реализуемой Госкорпорацией «Роскосмос» на МКС, проводятся исследования возможности

установления связи с СА на «плазменном» участке лазерным излучением используя имеющийся на СА иллюминатор, направленный во время спуска на Землю.

Возможность реализации подобной технологии зависит от оптических свойств плазмы и уровня поглощения в слое налета на иллюминаторе, образующегося при спуске СА. Надежные данные по указанным вопросам могут быть получены только по результатам измерений в натурных условиях, которые планируется выполнить в рамках космического эксперимента «Плазма-СА». При спуске в атмосфере СА является достаточно ярким объектом, оставляющим светящийся след при прохождении верхней атмосферы до высоты 30–40 км. Когда его скорость гасится до значений менее 4 км/с, свечение заметно уменьшается и объект уже затруднительно наблюдать по его излучению. Схожие физико-химические процессы происходят и с ежегодно регистрируемыми десятками болидов, вызываемых падением достаточно крупных метеороидов, и оставляющих в небе ярко светящиеся следы, возникающие в результате взаимодействия этих космических тел, двигающихся с гиперзвуковыми скоростями, с верхней атмосферой Земли [2].

Спускаемый аппарат транспортного пилотируемого корабля «Союз» и баллистические характеристики спуска

Спускаемый аппарат ТПК «Союз», входит в плотные слои атмосферы со скоростью ~7.8 км/с под углом атаки ~26°. Продольная дальность движения в атмосфере составляет ~2500 км. Время, затрачиваемое на спуск, составляет около 12 минут. В СА находятся места для 3-х космонавтов, системы жизнеобеспечения, управления, парашютная система. Масса отсека 2,8 т, длина 2,16 м, диаметр 2,2 м. Для защиты конструкции аппарата от аэродинамического нагрева применяется тепловая защита на основе абляционных материалов для лобового теплозащитного экрана и боковой поверхности [3]. Форма СА по обводу теплозащиты является сегментально-конической. Обратный конус с углом полураствора 7° имеет сферическое затупление, переходящее в торцевой части в коническое кольцо. Под теплозащитным экраном расположены двигатели мягкой посадки, на внешней поверхности — перекисные двигатели управления спуском, управляющие ориентацией СА во время полета в атмосфере. Это позволяет использовать аэродинамическое качество СА и снизить перегрузки. Конструктивно один из двигателей управления спуском (тангажный блок) расположен на боковой поверхности с подветренной стороны при полете СА.

Загрязнение иллюминатора и анализ причин образования налета на его поверхности

Характерной особенностью аэрофизики входа СА в плотные слои атмосферы с орбитальной скоростью является то, что в сжатом слое, образующемся у поверхности СА, превалируют процессы диссоциации молекулярных компонент набегающего воздуха, а характерная температура в сжатом слое у лобовой поверхности достигает $T \sim 6000$ К. Благодаря ориентации СА при спуске в атмосфере «стекающий» с лобового теплозащитного экрана сжатый слой, как и набегающий атмосферный поток, проходят над боковой поверхностью СА в подветренной области, не приводя к существенным деструктивным изменениям теплозащитного покрытия на достаточно большой площади, включающей, как правило, и расположенный там иллюминатор. Однако наличие тангажного блока на боковой поверхности с подветренной сто-

роны при полете СА приводит к отражению плазменного потока от фронтальной его части и взаимодействию боковой поверхностью СА, включая образование налета на расположенном в углублении иллюминаторе. Анализируется форма образованного налета и особенности его состава [4].

Схема проведения космического эксперимента и научная аппаратура

Из трех имеющихся на СА иллюминаторов один находится во время спуска в подветренной области, до начала входа в атмосферу иллюминатор освобождается от установленного на нем оптического прибора (визира, используемого экипажем для ориентации космического корабля в пространстве). Во время прохождения атмосферы наружная поверхность иллюминатора остается сравнительно холодной, что создает условия для конденсации продуктов термодеструкции тепловой защиты и является своеобразной «ловушкой» для вещества над ним. ИПМех и РКК «Энергия» предложен космический эксперимент «Плазма-СА» по исследованию излучения плазменного слоя, возникающего при прохождении атмосферы Земли СА «Союз», через иллюминатор, находящийся в подветренной области. При выполнении космического эксперимента измеряются параметры излучения плазменного слоя и степень загрязнения иллюминатора, влияющая на измерение излучения. Научная аппаратура состоит из выносного блока, устанавливаемого непосредственно на визир иллюминатора и основного блока, располагаемого в контейнере полезного груза в СА «Союз». Для регистрации излучения плазмы разработана аппаратура на основе спектрометра, регистрирующая электромагнитное излучение в диапазоне от 300 до 1060 нм с разрешением 0,7 нм. Для измерения степени загрязнения иллюминатора во время спуска измеряется интенсивность излучения лазерного диода подсветки, отраженного от наружной поверхности иллюминатора.

Выводы

В результате проведенных исследований показано, что основным источником налета на иллюминаторе СА «Союз», расположенного во время спуска в подветренной области, является отраженный от тангажного блока поток сжатого слоя, «стекающий» с лобового теплозащитного экрана.

Литература

- [1] Savino R., D'Elia M.E., Carandente V. Plasma Effect on Radiofrequency Communications for Lifting Reentry Vehicles. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2015, vol. 52 (2), pp. 417–425. DOI: <https://doi.org/10.2514/1.A32975>
- [2] Colonna G., Capitelli M., Laricchiuta A. Hypersonic Meteoroid Entry Physics. IOP Series in Plasma Physics, IOP Publishing, Bristol, UK, 2019.
- [3] Davis B.A. International Space Station Soyuz Vehicle Descent Module Evaluation of Thermal Protection System Penetration Characteristics. NASA Johnson L.B. Space Center, JSC-66527, Houston, Texas, USA, 2013.
- [4] Tugaenko V.Y., Ovchinnikov D.S., Isaenkova M.G. et al. The chemical and mineral composition of particles precipitated from a plasma–dust layer on the porthole of the descend space vehicles during the passage of the Earth's atmosphere. *Geochemistry International*, 2021, vol. 59, no. 1, pp. 107–112. DOI: <https://doi.org/10.1134/S0016702921010110>

УДК 533.6.011.6

Теплообмен образцов графита в условиях комбинированного нагрева поверхности потоком плазмы азота и лазерным излучением

Чаплыгин Алексей Владимирович
ИПМех РАН

alchapl87@gmail.com

Галкин Семен Сергеевич
ИПМех РАН

Galkinipm@yandex.ru

Колесников Анатолий Федорович
ИПМех РАН

koles@ipmnet.ru

Котов Михаил Алтаевич
ИИПМех РАН

kotov@ipmnet.ru

Соловьев Николай Германович
ИПМех РАН

lantan.ltd@mail.ru

Шемякин Андрей Николаевич
ИПМех РАН

shemyakin@lantanlaser.ru

Лукомский Илья Васильевич
ИПМех РАН

kotoyarvi@list.ru

Якимов Михаил Юрьевич
ИПМех РАН

yakimov@lantanlaser.ru

В состав ВЧ-плазмотрона ВГУ-4 ИПМех РАН включен импульсный иттербиевый волоконный лазер. Выполнены эксперименты по комбинированному нагреву поверхности образцов из графита при воздействии дозвукового потока плазмы азота и лазерного излучения. Получены распределения температур на поверхности графитовых образцов. Наблюдалось пятно локального перегрева поверхности в области воздействия лазерного излучения.

Ключевые слова: ВЧ-плазмотрон, импульсный оптоволоконный лазер, комбинированный нагрев, плазма, азот, теплообмен

Высокочастотные индукционные плазмтроны и электродуговые плазмтроны позволяют моделировать конвективный нагрев поверхности высокоэнтальпийным химически активным газовым потоком. Для некоторых участков входа летательных аппаратов в атмосферу Земли или Марса радиационный тепловой поток оказывается сопоставим с конвективным [1]. Важной задачей при создании новых материалов тепловой защиты является реализация комбинированного радиационно-конвективного нагрева в лабораторных условиях для более точного моделирования всех натуральных факторов термохимического воздействия на поверхность летательного аппарата [2, 3].

Возможности 100-киловаттного индукционного ВЧ-плазмтрона ВГУ-4 ИПМех РАН по моделированию аэродинамического нагрева расширены за счет интеграции установки с импульсным иттербиевым волоконным лазером YPLN-1-100-200-R (ра-

бочая длина волны 1,064 мкм). Выполнены эксперименты по нагреву поверхности образцов из графита дозвуковыми струями плазмы азота при одновременном воздействии лазерного излучения различной мощности. Эксперименты проведены при постоянной мощности ВЧ-генератора плазмотрона 25 кВт, расходе азота 2,4 г/с и давлении в барокамере установки 0,1 атм. Температура поверхности образцов измерялась с помощью термовизора Тандем VS-415U на длине волны 0,65 мкм (применялся фильтр с узкой полосой пропускания для выбранной длины волны, чтобы исключить влияние лазерного излучения на регистрируемую температуру). Получены распределения температур на поверхности графитовых образцов для случая конвективного нагрева дозвуковой струей азотной плазмы и в режимах комбинированного нагрева. Наблюдалось пятно локального перегрева поверхности в области воздействия лазерного излучения. Максимальная достигнутая температура поверхности графитового образца в режиме комбинированного нагрева лазерным лучом и дозвуковым потоком плазмы азота превышала температуру, полученную при той же мощности ВЧ-генератора плазмотрона без воздействия лазерного излучения, на величину не менее 140 °C.

Результаты работы представляют интерес для исследования скорости абляции углеродных материалов в высокосубзвуковых потоках азота и углекислого газа в зависимости от температуры поверхности. К настоящему времени нашей группой не решена техническая задача измерения температуры свыше 1500 °C — отсутствуют средства оптической пирометрии для больших температур, не подверженные влиянию помех со стороны лазерного излучения. Для регистрации сверхвысоких температур (до 3500 °C) при комбинированном нагреве в будущем планируется использовать метод спектральной пирометрии [4] и яркостный пирометр SWIFT 350 с рабочими длинами волн от 2,0 до 2,6 мкм.

Работа выполнена по теме гранта РНФ 22-79-10083 на уникальной научной установке (УНУ) «Высокочастотные индукционные плазмтроны ВГУ-3 и ВГУ-4» (<https://ckp-rf.ru/usu/441568/>).

Литература

- [1] Dikalyuk A., Kozlov P., Romanenko Y., Shatalov O., Surzhikov S. Nonequilibrium spectral radiation behind the shock waves in Martian and Earth atmospheres. 44th AIAA Thermophysics Conference, 2013, p. 2505. DOI: <https://doi.org/10.2514/6.2013-2505>
- [2] Cushman G., Alunni A., Balboni J., Zell P., Hartman J., Empey D. The laser enhanced arc-jet facility (LEAF-Lite): Simulating convective and radiative heating with arc-jets and multiple 50-kW CW lasers. 2018 Joint Thermophysics and Heat Transfer Conference, 2018, p. 3273.
- [3] Laub B., Venkatapathy E. Thermal protection system technology and facility needs for demanding future planetary missions. Planetary Probe Atmospheric Entry and Descent Trajectory Analysis and Science, 2004, vol. 544, pp. 239–247.
- [4] Magunov A.N. Spectral pyrometry. Instruments and experimental techniques, 2009, vol. 52, no. 4, pp. 451–472.

УДК 533.6.071.3

Экспериментальные исследования аэротермодинамики цилиндра в набегающем потоке

Рулева Лариса Борисовна
ИПМех РАН

ruleva@ipmnet.ru

Солодовников Сергей Иванович
ИПМех РАН

sis63@yandex.ru

Проведено исследование модели цилиндра в тестовых режимах на лабораторной газодинамической установке ГУАТ. Модель оснащена датчиками динамического давления и теплового потока. Показаны распределения аэродинамических параметров по поверхности модели в локальных областях. Рассмотрено сравнение характеристик теплового потока до и после осевого поворота цилиндра. Показано перераспределение тепловых потоков в набегающем потоке, в потоке по касательной и на плоскости. В экспериментах была проведена калибровка датчиков теплового потока собственного изготовления по сертифицированному датчику.

Ключевые слова: эксперимент, тепловой поток, датчик, модель

В лабораторной газодинамической установке ГУАТ проводятся испытания моделей элементов конструкции и простых форм по обтеканию их скоростным газовым потоком и исследованию их аэродинамических характеристик. Модели простых геометрических форм используются для отработки тестовых режимов, апробации новых измерительных средств и валидации математического моделирования [1]. Градуированные датчики теплового потока собственного изготовления в тестовых режимах [2, 3] использованы в модели цилиндра в набегающем потоке при лобовом и касательном положении относительно газового потока. Сравнение их аэродинамических характеристик, а также с характеристиками в плоском канале [4] явилось задачей экспериментального исследования.

Экспериментальная модель выполнена в виде цилиндра, диаметром 25 мм, длиной 70 мм и размещена образующей к соплу. На боковую поверхность цилиндра внедрены на одной линии высокочастотный сертифицированный датчик давления, сертифицированный и два изготовленных калориметрических датчиков теплового потока. Ближе к краю на 15 градусов от линии датчиков внедрен датчик теплового потока с медной тепловоспринимающей поверхностью, а на 30 градусов в противоположную сторону от линии датчиков установлен датчик теплового потока из нержавеющей стали.

Тестовые режимы в экспериментах варьировались от соотношений заданных давлений в камерах высокого и низкого давлений в пределах $36(1-10^3)$. Среда размещения моделей находилась под вакуумом от 10^{-3} до 10^{-5} атм. Преобразование высокочастотных измерителей давления (500 КГц) и температуры в цифровой сигнал аналого-цифровыми преобразователями (АЦП) выполнялось с частотой 10 МГц, компьютерная регистрация с шагом 0,4 мкс.

Результаты экспериментов показали, что тепловой поток в набегающем потоке может достигать до 5 МВт/м^2 , а на плоской пластине в 3...4 раза меньше при тех же

тестовых режимах. Выявлено, что тепловой поток зависит от тестовых давлений в камере низкого давления больше, чем от параметров вакуумной среды.

Температура модели в набегающем потоке определялась по пересчету комнатной температуры к температуре после окончания вакуумирования по изменению нулевого сигнала, а затем при ее скачке в потоке [5]. Наибольший тепловой поток наблюдался на образующей цилиндра перед соплом.

Снижение теплового потока на датчиках, расположенных под углом сравнивалось с нагревом датчиков на образующей цилиндра при его осевом повороте на такие же углы (15° и 30°). Определены погрешности сравнения тепловых потоков в разных режимах.

В процессе экспериментов была проведена калибровка изготовленных датчиков теплового потока калориметрического типа. Выявленный коэффициент передачи оказался единым для всех изготовленных датчиков с погрешностью в некоторых тестовых режимах до 1 %.

Экспериментальные исследования аэротермодинамических характеристик цилиндра в набегающем потоке позволили получить данные для валидационных процедур, сравнить показания датчиков теплового потока в набегающем и скользящем потоке, а также калибровать датчики теплового потока собственного изготовления.

Информация о гранте

Работа выполнена по теме государственного задания Министерства науки и высшего образования Российской Федерации (тема № АААА-А20-120011690135-5).

Литература

- [1] Суржиков С.Т. Применение квазистационарных eRC-моделей для расчета неравновесного излучения ударных волн при скорости порядка 10 км/с. Физико-химическая кинетика в газовой динамике, 2022, т. 23, вып. 4. URL: <http://chemphys.edu.ru/issues/2022-23-4/articles/1015/> (дата обращения 15.11.2022).
- [2] Суржиков С.Т. Расчетные исходные данные для решения тестовых задач в рабочей зоне гиперзвуковой ударной аэродинамической трубы ГУАТ лаборатории РадГД ИПМех РАН. Физико-химическая кинетика в газовой динамике, 2021, т. 22, вып. 1. URL: <http://chemphys.edu.ru/issues/2021-22-1/articles/930/> (дата обращения 15.11.2022).
- [3] Суржиков С.Т. Расчетные исходные данные для решения тестовых задач в измерительной секции гиперзвуковой ударной аэродинамической трубы ГУАТ лаборатории РадГД ИПМех РАН. Физико-химическая кинетика в газовой динамике, 2021, т. 22, вып. 1. URL: <http://chemphys.edu.ru/issues/2021-22-1/articles/931/> (дата обращения 15.11.2022).
- [4] Рулева Л.Б., Солодовников С.И. Экспериментальные исследования потоков в плоских каналах. 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. 1, с. 467–470.

УДК 532.526

Свободное вязко-невязкое взаимодействие газовых течений при трансзвуковом обтекании излома обтекаемой поверхности. Аналитических подход

Богданов Андрей Николаевич
НИИ механики МГУ

bogdanov@imec.msu.ru

Построение аналитических решений задач газовой динамики, несмотря на впечатляющее развитие вычислительных методов и беспрецедентный рост их возможностей, по-прежнему остается актуальной научной проблематикой, поскольку позволяет яснее установить движущие силы исследуемых процессов, получить если не количественную, то качественную взаимосвязь основных их параметров, а также выступать базой для верификации и валидации численных программ.

Ключевые слова: газовая динамика, вязко-невязкое взаимодействие, трансзвуковое течение, аналитические решения

В настоящее время математические модели представляют собой комплексные структуры, каждая для соответствующих областей течения с разными физическими свойствами. Для течений газа с областями вязко-невязкого взаимодействия разработаны многоярусные (много — трех-, четырех- и т. д. палубные) модели (обобщения классических пограничных слоев Прандтля с вязкой и невязкой областями), распространенные на различные — до- [1], сверх- [2] и трансзвуковые [3] режимы течения.

В настоящей работе предлагается модель обтекания выпуклого излома стенки стационарным трансзвуковым потоком газа с учетом его вязкого взаимодействия с обтекаемой поверхностью. Для невязкого газа соответствующее аналитическое решение было найдено в 1960 году Р. Вальо — Лауриным в классе автомодельных решений (для пространственных переменных), коэффициенты автором определялись численно [4].

В проведенном в настоящей статье исследовании течения в окрестности вершины выпуклого угла с криволинейными образующими предполагалось, что рассмотренное течение возникает из дозвукового набегающего потока при учете вязкого трения на обтекаемой поверхности. Решение строилось в рамках «трехпалубной модели» свободного вязко-невязкого взаимодействия. Предполагалось, что в предельном невязком течении (верхней «палубе») дозвуковой набегающий поток достигает в вершине угла скорости звука и в первом приближении описывается вышеуказанным решением Вальо — Лаурина. При проведении асимптотического анализа течения в областях учета вязкого трения (нижней «палубе») предполагалось, что характерные значения чисел Рейнольдса достигают очень большой величины и использовались разложения параметров течения по обратным степеням указанного числа, за базовую была выбрана система уравнений Навье — Стокса, в процессе решения сведенная к уравнениям несжимаемого нестационарного пограничного слоя. Области вязкого и невязкого течения были завзаимодействованы через некоторое переходное течение (среднюю «палубу»), уравнения для этой области были также получены из уравнений Навье — Стокса в результате асимптотических разложений по обратным степеням числа Рей-

нольдса, и которое оказалось стационарным, невязким и несжимаемым. На границах областей («палуб») выполнялась процедура сращивания решений из разных областей.

Проведенный анализ показал, что в зависимости от величины градиента давления, который формируется в окрестности угловой точки, течение может иметь различный характер. Однако независимо от установившейся формы течения, в результате взаимодействия невязкого течения, описываемого решением Вальо — Лаурина, с пограничным слоем последний индуцирует во внешний поток возмущения, которые «скругляют» вершину угла при ее обтекании трансзвуковым потоком — волна разрежения уже не исходит из вершины угла и не является центрированной.

Полученные результаты могут быть использованы при анализе тепловых потоков на элементах конструкций летательных аппаратов.

Литература

- [1] Сычев В.В., Рубан А.И., Сычев В.В., Королев Г.Л. Асимптотическая теория отрывных течений. Москва, Наука, 1987, 256 с.
- [2] Нейланд В.Я., Боголепов В.В., Дудин Г.Н., Липатов И.И. Асимптотическая теория сверхзвуковых течений вязкого газа. Москва, Физматлит, 2003, 456 с.
- [3] Жук В.И. Волны Толлмина–Шлихтинга и солитоны. Москва, Наука, 2001, 167 с.
- [4] Vaglio-Laurin R. Transonic rotational flow over a convex corner. J Fluid Mech, 1960, vol. 9, pt. 1, pp. 81–103.

УДК 621.452.22

Аналитическое исследование тройных конфигураций скачков уплотнения с возможностью импульсного энерговыведения

Савелова Карина Эдуардовна

karinkamurz@yandex.ru

БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова

Чернышов Михаил Викторович

mvcher@mail.ru

БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова

На примере стационарной маховской конфигурации проведено аналитическое исследование тройных конфигураций скачков уплотнения с возможностью импульсного энерговыведения. Выявлено существенное влияние энергоподвода на возможность образования стационарной маховской конфигурации и нерегулярного (маховского) отражения скачков уплотнения. Показано, что энергоподвод на главном скачке уплотнения существенно повышает возможности маховского отражения, расширяет область существования тройных конфигураций, в том числе за пределы известной области дуализма (сосуществования решений для обоих видов отражения косых скачков в установившихся течениях). В частности, организация энергоподвода приводит к возможности нерегулярного отражения даже тех скачков, которые в обычных условиях отражаются только регулярно.

Ключевые слова: ударно-волновые структуры, скачки уплотнения, тройные конфигурации, маховское отражение, энергоподвод, детонация

Для практической реализации реактивных двигателей смешанного типа, предложенных в [1–3], необходим теоретический анализ условий существования, устойчивости и параметров течения за тройными конфигурациями, возникающими при нерегулярном (маховском) отражении скачков уплотнения с импульсным энерговыведением на главном скачке. Модельным примером такой структуры, наиболее простым и доступным теоретическому анализу, является стационарная маховская конфигурация (СМК) с прямым главным скачком, соответствующая критерию фон Неймана («критерию механического равновесия») перехода от маховского отражения к регулярному [4].

Результаты проведенного анализа тройных конфигураций скачков уплотнения, неподвижных в избранной системе координат, могут быть обобщены для конфигураций подвижных ударных и детонационных, в частности, взрывных волн, действующих в неподвижном облаке взрывоопасной смеси или в потоке этой смеси, индуцированном волной ее предварительного распыления. Такое обобщение представляется полезным для решения ряда задач пожаровзрывобезопасности горючих смесей и прочности конструкций, подвергаемых взрывному воздействию (в частности, в двигателях установках летательных аппаратов).

Тройные конфигурации скачков уплотнения представляют собой ударно-волновые структуры, состоящие из трех скачков (ударных волн, неподвижных в выбранной системе координат), имеющих общую (тройную) точку и тангенциального разрыва, исходящего из этой точки и разделяющего потоки [5, 6]. Так как за главным (маховским) скачком уплотнения наблюдается повышенная температура, там вполне могут организоваться химические реакции горения [2, 7], возникать детонационные процессы. Указанное явление может быть использовано для создания реактивных двигателей комбинированного типа [1–3] с разделением потоков за отраженным ко-

сым и главным (маховским) скачками, каждый из которых обладает своими достоинствами и может быть использован в разных термодинамических циклах.

Учитывая, что в первую очередь, энергоподвод возникает в течении за главным скачком, именно к этому скачку применяется известная модель Зельдовича — Деринга — Неймана [8] с мгновенным импульсным энергоподводом, наличие которого существенно трансформирует привычную ударную поляру [9].

Проведенный теоретический анализ показывает, что энергоподвод на главном скачке существенно повышает возможности образования маховского отражения, расширяет область его существования. При небольших числах Маха, когда решение для стационарного маховского отражения в обычных условиях отсутствует, наличие импульсного энергоподвода за головным скачком позволяет ему существовать в любом сверхзвуковом потоке [10].

В дальнейшем планируется провести полный параметрический анализ всех видов тройных конфигураций скачков уплотнения с возможностью импульсного энерговыделения, теоретический анализ соотношений параметров потоков, образующихся за тройной точкой и разделенных тангенциальным разрывом, а также выявить и реализовать тройные конфигурации, оптимальные для решения поставленных инженерных задач.

Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства науки и высшего образования Российской Федерации (НИР «Создание опережающего научно-технического задела в области разработки передовых технологий малых газотурбинных, ракетных и комбинированных двигателей сверхлегких ракет-носителей, малых космических аппаратов и беспилотных воздушных судов, обеспечивающих приоритетные позиции российских компаний на формируемых глобальных рынках будущего»), FZWF-2020-0015).

Литература

- [1] Иванов М.С., Кудрявцев А.Н., Троцюк А.В., Фомин В.М. Способ организации детонационной камеры сгорания сверхзвукового прямоточного воздушно-реактивного двигателя. Пат. RU 2285143 C2 Российская Федерация. 2006, 8 с.
- [2] Savelova K.E., Alekseeva M.M., Matveev S.A., Chernyshov M.V. Shock-wave structure of prospective combined jet engine. Journal of Physics: Conference Series, 2021, vol. 1959, paper no. 012043, 9 p.
- [3] Chernyshov M.V., Murzina K.E., Matveev S.A., Yakovlev V.V. Shock-wave structures of prospective combined ramjet engine. IOP Conf. Series: Materials Science Engineering, 2019, paper no. 618 012068, 11 p.
- [4] Адрианов А.Л., Старых А.Л., Усков В.Н. Интерференция стационарных газодинамических разрывов. Новосибирск, Наука, 1995, 180 с.
- [5] Ben-Dor G. Shock Wave Reflection Phenomena. Berlin – Heidelberg – NewYork, Springer, 2007, 342 p.
- [6] Усков В.Н., Чернышов М.В. Особые и экстремальные тройные конфигурации скачков уплотнения. Прикладная механика и техническая физика, 2006, т. 47, № 4, с. 39–53.
- [7] Bulat P.V., Prodan N.V. Overview of projects of detonation engines. Pulse ramjet engine. Fundamental Research, 2013, vol. 10, no. 8, pp. 1667–1671.
- [8] Зельдович Я.Б., Компанеец А.С. Теория детонации. Москва, Гос. изд-во техн.-теоретич. лит., 1955, 268 с.
- [9] Денисов Ю.Н. Газодинамика детонационных структур. Москва, Машиностроение, 1989, 176 с.
- [10] Chernyshov M.V., Kapralova A.S., Matveev S.A., Savelova K.E. Stationary Mach Configurations with Pulsed Energy Release on the Normal Shock. Fluids, 2021, vol. 6, issue 12, paper no. 439, 16 p.

УДК 531:532:533:62

Фундаментальные константы аэрофизики, плазмодинамики и космологии с объединенным моделированием близкодействующих и дальнодействующих силовых полей и материалов

Иванов Михаил Яковлевич
ЦИАМ им. П.И. Баранова

mikhivan@yandex.ru

Дано обоснование фундаментальных констант аэрофизики, плазмодинамики и космологии с использованием феноменологии классической механики сплошной среды, опирающейся на законы сохранения массы, импульса и энергии. Подробно рассмотрен вопрос фундаментальности трех известных констант: гравитационной постоянной Ньютона, постоянной Больцмана и диэлектрической проницаемости вакуума. При этом к вспомогательным константам физики в нашем подходе относятся скорость света в вакууме и постоянная Планка. С использованием указанных фундаментальных констант построена процедура объединения четырех основных взаимодействий (гравитационных, электромагнитных, слабых и сильных) в наблюдаемых природных явлениях на любых масштабах (как на космологических масштабах, так и на микро масштабах ядер, атомов и молекул). Представлена также единая формулировка знаменитых законов Гука, Ньютона и Кулона для стационарных (не зависящих от времени) процессов. Эта формулировка дается квазилинейным дифференциальным уравнением Пуассона-Больцмана для потенциала силового поля. Работа содержит ряд актуальных научных обобщений и технических приложений.

Ключевые слова: аэрофизика, плазмодинамика, космология, единая теория взаимодействий, силовые поля

Введение

Теоретическая физика ушедшего XX века находится сегодня в глубоком кризисе, обусловленном, прежде всего невозможностью объединения двух доминирующих теорий – релятивизма и квантовой механики. Указанный кризис существенно усугубляется последними экспериментальными достижениями, полученными в XXI веке, которые подчас не вписывающимися в стандартизованные теоретические модели физики XX века. Здесь, прежде всего, следует отметить надежную регистрацию движения материи и электромагнитных возмущений со скоростями, существенно превышающими скорость света (например, в космических струях, при распространении нейтрино, гамма всплесков и др. [1–3]). К другим принципиально важным результатам можно отнести обнаруженный «зоопарк» элементарных частиц на Большом Адронном Коллайдере (порядка 70) и данные ряда недавно опубликованных экспериментов [4–7]. Укажем в этой связи также нобелевскую премию по физике, присужденную 2022 году, которая снимает столетнее ограничение на скорость распространения сигналов.

Методы и результаты

В плане выхода из сложившейся кризисной ситуации настоящая работа рассматривает обоснование фундаментальных констант аэрофизики, плазмодинамики и космологии на основе унифицированной математической формулировки законов классической физики на любых масштабах (как на космологических масштабах, так и на микро масштабах ядер, атомов и молекул). В частности, работа представляет единую формулировку знаменитых законов Гука, Ньютона и Кулона для стационарных (не зависящих от времени) процессов. Эта формулировка дается квазилинейным дифференциальным уравнением Пуассона — Больцмана для потенциала силового поля ϕ вида [8—11]

$$D^2 \Delta \phi = 2sh(\phi). \quad (1)$$

Здесь величина D представляет собой радиус экранирования Дебая — Гюккеля, который имеет место при моделировании любого силового поля. Из уравнения (1) за пределами экранирования на расстояниях, превышающих D , следует с произвольной наперед заданной точностью закон обратных квадратов для далекодействующих и близкодействующих силовых полей.

Помимо хорошо известного закона обратных квадратов для нашего исследования весьма важным также является уравнение состояния рассматриваемой среды. Запишем данное уравнение в классической форме, определяющей эффекты близкодействия через величину давления

$$p = nkT. \quad (2)$$

В этой связи укажем, что в нашей работе рассматривается приближение механики сплошной среды, обладающей собственным давлением, частицы которой являются к тому же носителями элементарного заряда. Фактически нами в приближении механики сплошной среды совершается переход, аналогичный переходу от кинетического уравнения Л. Больцмана, описывающему с помощью «столкновительного» члена эффекты близкодействия, к кинетическому уравнению А.А. Власова. А.А. Власовым в 1938 году была предложена модель объединения близко и далекодействующих эффектов в рамках кинетической теории заряженной материи.

Другим принципиальным моментом работы служит предельно малое отличие (по модулю) в распределении потенциалов около «точечных» электрических зарядов в центрах протона и электрона. Подобное предельно малое отличие около центров разного диаметра (и массы) у протона и электрона приводит к наличию малого суммарного не скомпенсированного электрического заряда у тела из барионной материи, который по определению прямо пропорционален его барионной массе. Присутствие этого заряда генерирует силовое взаимодействие с потенциалом ϕ в окружающем рассматриваемое тело внешнем пространстве (и, в частности, в «физическом вакууме» данного пространства). При этом гравитационный процесс описывается взаимным действием электростатических сил, определяемых градиентом своего потенциала, и градиентом давления внешней среды. Силовое поле в окружающем тело пространстве для стационарного случая задается уравнением (1) и соответствующими условиями на внешней границе изучаемой области. Распространение в свободном пространстве подобного силового поля определяется системой расширенных уравнений Максвелла.

Уравнение (1) дает также известный закон Гука для упругих материалов и позволяет моделировать силовые взаимодействия в кристаллических решетках [8–11].

На основе представленного закона единым унифицированным путем описываются стационарные гравитационные, электростатические, сильные и слабые силовые поля и реализуемые ими взаимодействия. Работа содержит примеры практических приложений из области аэрокосмической техники, прикладной плазмодинамики, наблюдательной астрофизики и космологии.

Заключение

Дано обоснование фундаментальности трех известных физических констант: гравитационной постоянной Ньютона, постоянной Больцмана и диэлектрической проницаемости вакуума (постоянной Кулона). При этом к вспомогательным константам физики в нашем подходе относятся скорость света в вакууме и постоянная Планка. Нобелевская премия по физике 2022 года подтверждает возможность отказа от фундаментального значения скорости света в свободном пространстве (основного постулата релятивизма).

Продемонстрирована актуальность вопроса определения фундаментальных констант и построена процедура объединения всех основных взаимодействий в наблюдаемых природных явлениях (гравитационных, электромагнитных, слабых и сильных). В работе рассмотрен ряд актуальных научных обобщений и технических приложений.

Литература

- [1] Snios B., Nulsen P.E.J., Kraft R.P., Cheung C.C. Detection of Superluminal Motion in the X-Ray Jet of M87. 2019, ArXiv: 1905.04330v2.
- [2] Event Horizon Telescope observations of the jet launching and collimation in Centaurus A. Nature Astronomy Letter. DOI: <https://doi.org/10.1038/S41550-021-01417-W>
- [3] Davis T.M., Lineweaver C.H. Expanding Confusion: common misconceptions of cosmological horizons and the superluminal expansion of the Universe. arXiv:astro-ph/0310808. DOI: <https://doi.org/10.1071/AS03040>
- [4] Measurement of the Positive Muon Anomalous Magnetic Moment to 0.46 ppm. B. Abi et al. (Muon g–2 Collaboration). Phys. Rev. Lett, 2021, vol. 126, art. 141801. DOI: <https://doi.org/10.1103/PhysRevLett.126.141801>
- [5] European Physical Society conference on high energy physics 2021. Available at: <https://inspirehep.net/conferences/1835249> (accessed November 23, 2022).
- [6] В зоопарке частиц появился новый подвид. Официальный сайт Института ядерной физики имени Г. И. Будкера СО РАН. 29.07.2021. URL: <https://www.nikhef.nl/~pkoppenb/particles.html> (дата обращения 12.12.2022).
- [7] Adam J. et al. (STAR Collaboration) Measurement of e+e– Momentum and Angular Distributions from Linearly Polarized Photon Collisions. Phys Rev Lett, 2021, vol. 127, art. 052302. DOI: <https://doi.org/10.1103/PhysRevLett.127.052302>
- [8] Ivanov M.Ja. (ed.). Physics of entropy, radiation and gravitating matter with examples of general and analytical solutions. UK.BPI, 2021. DOI: <https://doi.org/10.9734/bpi/mono/978-93-91312-86-2>
- [9] Иванов М.Я. О классической теории единого силового поля с моделированием близкого и дальнего взаимодействия. Физическое образование в вузах, 2022, т. 28, № 1, с. 43–61.
- [10] Ivanov M.Ja. Space Energy. INTECH, Energy Conservation, 2012, pp. 4–56.
- [11] Иванов М.Я. Термодинамически согласованные законы сохранения в модели излучающего теплопроводного газа. ЖВММФ, 2011, т. 51, № 1, с. 142–151.

УДК 533.6.011.6

Возможности высокочастотного индукционного плазмотрона ВГУ-4 по моделированию аэродинамического нагрева на примере аппарата Orion

Чаплыгин Алексей Владимирович
ИПМех РАН

alchapl87@gmail.com

Карпов Даниил Владимирович
МГТУ им. Н.Э. Баумана

skripniklal@gmail.com

Киселев Артем Владимирович
МГТУ им. Н.Э. Баумана

ak200151360@gmail.com

Беляков Евгений Александрович
МГТУ им. Н.Э. Баумана

belyakovea@student.bmstu.ru

Правдина Мария Евгеньевна
МГТУ им. Н.Э. Баумана

pravdinamaria1@gmail.com

Рассмотрено выполнение экспериментов в дозвуковом потоке диссоциированного воздуха установки ВГУ-4, моделирующие аэродинамический нагрев при спуске космического аппарата Orion с международной космической станции и его возвращении с Луны. Подобраны параметры работы установки, обеспечивающие заданные режимы нагрева. Показаны отличия в состоянии поверхности стеклопластиковых образцов-демонстраторов для двух вариантов нагрева.

Ключевые слова: теплообмен, ВЧ-плазмотрон, воздушная плазма, возвращаемый аппарат, тепловая защита

Целью представленной работы было продемонстрировать возможности мощного высокочастотного индукционного плазмотрона ВГУ-4 (ИПМех РАН) [1] при экспериментальном исследовании теплообмена, моделирующем условия входа в атмосферу современного космического аппарата. Рассмотрена возможность воспроизвести в высокоэнтальпийных струях установки тепловые потоки в области лобовой точки космического аппарата Orion для случая спуска с международной космической станции (МКС) и при возвращении с Луны.

Для случая спуска с МКС проведена оценка конвективных тепловых потоков в ряде точек траектории. Расчеты проводились по корреляционному соотношению Брандиса и Джонстона [2]. На основе полученных значений конвективных тепловых потоков и анализа доступных данных о радиационных тепловых потоках [3] был выбран режим эксперимента, соответствующий плотности теплового потока 50 Вт/см^2 , расходу воздуха $2,4 \text{ г/с}$ и давлению в барокамере установки $0,07 \text{ атм}$. Подбор параметров работы установки, обеспечивающих заданный режим нагрева, осуществлялся с помощью водоохлаждаемой цилиндрической модели, оснащенной стационарным проточным калориметром с тепловоспринимающей поверхностью из меди. Были получены зависимости тепловых потоков от мощности ВЧ-генератора плазмотрона по анодному питанию для случая истечения дозвуковой струи воздушной плазмы из цилиндрического разрядного канала диаметром 80 мм и из конического водоохлаждае-

мого сопла с диаметром выходного сечения 50 мм. С помощью трубок Пито измерены скоростные напоры на оси дозвуковой струи.

Для случая возвращения аппарата с Луны с учетом расчетных данных [4] были выбраны параметры установки, обеспечивающие максимальную плотность теплового потока 250 Вт/см^2 .

Выполнены эксперименты по нагреву в дозвуковом потоке диссоциированного воздуха цилиндрических образцов-демонстраторов из стеклопластика диаметром 42 мм. Продолжительность воздействия при плотности теплового потока 50 Вт/см^2 составила 300 с. Продолжительность воздействия при плотности теплового потока 250 Вт/см^2 составила 100 с. Максимальная температура поверхности образцов по данным пирометра спектрального отношения при плотности теплового потока 50 Вт/см^2 составила 1600°C , а при плотности теплового потока 250 Вт/см^2 — 2190°C .

Показаны различия в состоянии поверхности образцов для двух вариантов нагрева в диссоциированном потоке воздуха. При плотности теплового потока 50 Вт/см^2 на поверхности образовался стекловидный слой и произошло расслоение материала, но практически не изменилась геометрия образца, в то время как при воздействии теплового потока плотностью 250 Вт/см^2 наблюдались плавление и существенная деформация образца.

Работа выполнена по теме государственного задания (№ госрегистрации АААА-А20-120011690135-5) на уникальной научной установке (УНУ) «Высокочастотные индукционные плазмотроны ВГУ-3 и ВГУ-4» (<https://ckp-rf.ru/usu/441568/>).

Работа выполнена в рамках государственного задания Министерства науки и высшего образования Российской Федерации (тема № АААА-А20-120011690135-5).

Литература

- [1] Гордеев А.Н., Колесников А.Ф. Высокочастотные индукционные плазмотроны серии ВГУ. Актуальные проблемы механики: физико-химическая механика жидкостей и газов: сб. тр. Москва, Наука, 2010, с. 151–177.
- [2] Суржиков С.Т. Радиационная газовая динамика спускаемых космических аппаратов больших размеров. Теплофизика высоких температур, 2010, т. 48, вып. 6, с. 956–964.
- [3] Brandis A.M., Johnston C.O. Characterization of Stagnation-Point Heat Flux for Earth Entry. AIAA 2014-2374, 2014, 20 p. DOI: <https://doi.org/10.2514/6.2014-2374>
- [4] Chen Y.K., Milos F.S. Effects of nonequilibrium chemistry and Darcy — Forchheimer pyrolysis flow for charring ablator. Journal of Spacecraft and Rockets, 2013, vol. 50, no. 2, pp. 256–269. DOI: <https://doi.org/10.2514/1.A32289>

УДК 533

Интенсификация теплоотдачи в канале с помощью системы закрученных струй

Сергеев Михаил Николаевич

mihail_sergeev@mail.ru

Рыбинский государственный авиационный технический университет имени П.А. Соловьева

Приведены результаты исследования теплообмена в канале. Теплоносителем является газ. Подача газа в канал, которым является цилиндрическая труба, осуществляется с помощью системы каналов. В данной работе таких каналов семь. Проводилось исследование для закрученной и незакрученной системы струй. Результаты исследования показали, что за счет закрутки потока интенсивность теплообмена между газом и поверхностью трубы увеличилась примерно в два раза.

Ключевые слова: теплообмен, закрученный поток, число Нуссельта, число Рейнольдса, температура, система струй

Для интенсификации теплоотдачи в трубах используют различные способы [1–3]. В целом их можно разделить на два случая. В первом случае интенсификация теплообмена осуществляется за счет развития поверхности теплообмена. Этого можно достигнуть, например, за счет оребрения внутренней поверхности. Во втором случае интенсификация теплообмена осуществляется путем изменения структуры потока в канале. Для этой цели можно использовать турбулизацию потока, его закрутку [4] и т. д.

В данной работе предлагается для интенсификации теплообмена в трубе подавать воздух в трубу в виде системы закрученных струй. В этом случае происходит существенное изменение внутренней структуры потока. Это выражается в том, что система струй, дает очень неравномерный профиль осевой скорости, что приводит к интенсивному перемешиванию. Наличие закрутки в струях еще более усложняет картину течения и способствует возникновению нерегулярных газодинамических структур. Исходя из этого, можно предположить, что организация течения в цилиндрическом канале в виде системы закрученных струй будет способствовать интенсификации теплообмена.

Для проверки данного предположения было проведено экспериментальное исследование. Экспериментальная установка представляла собой стальную трубу, на концах которой были установлены датчики температуры, с помощью которых определялось изменение температуры потока в трубе. Сама труба помещалась в смесь воды с льдом. В результате температура стенки трубы приблизительно равнялась нулю градусов. По результатам измерения температуры на концах трубы и расходу прокачиваемого через нее воздуха определялся тепловой поток, отводимый от трубы. Вычислялся температурный напор, и зная площадь поверхности трубы, в ходе эксперимента находился коэффициент теплоотдачи. Далее, результаты измерений представлялись в виде критериальных зависимостей числа Нуссельта от числа Рейнольдса.

На первом этапе экспериментального исследования определялся коэффициент теплоотдачи, когда поток в трубе формировался из семи струй, расположенных симметрично относительно оси трубы. Для этого на входе в трубу устанавливалась соответствующая насадка.

На втором этапе в каналы насадки ввинчивались шнековые завихрители, которые обеспечивали закрутку струй, вдуваемых в трубу. Параметр закрутки, определялся по геометрическим характеристикам шнека [5] и был равен 4,8. Длина используемой в эксперименте трубы равнялась $L = 1$ м, внутренний диаметр трубы был равен $d = 40$ мм. В данных условиях число Рейнольдса изменялось за счет расхода через трубу в пределах от 11000 до 36000 без закрутки и в пределах от 3000 до 12000 при наличии закрутки.

Экспериментальное исследование показало, что в заданных пределах изменения числа Рейнольдса, число Нуссельта меняется практически линейно. Анализ экспериментальных данных позволяет сделать вывод, что при наличии закрутки интенсивность теплоотдачи увеличивается примерно в два раза.

Литература

- [1] Калинин Э.К., Дрейцер Г.А., Ярхо С.А. Интенсификация теплообмена в каналах. Москва, Машиностроение, 1990, 205 с.
- [2] Коваленка Л.М., Глушков А.Ф. Теплообменники с интенсификацией теплоотдачи. Москва, Энергоатомиздат, 1986, 240 с.
- [3] Мигай В.К. Повышение эффективности современных теплообменников. Ленинград, Энергия, 1980, 144 с.
- [4] Дрейцер Г.А. Эффективность использования закрутки потока для интенсификации теплообмена в трубчатых теплообменных аппаратах. Теплоэнергетика, 1997, № 2, с. 61–65.
- [5] Халатов А.А. Теория и практика закрученных потоков. Киев, Наукова думка, 1989, 192 с. , Naukova dumka Publ., 1989, 192 p. (In Russ.).

УДК 533.697+533.9

Моделирование воздействия импульсно-периодического источника тепловой энергии на поперечную струю в сверхзвуковом потоке

Волков Лука Сергеевич

ОИВТ РАН

volkov.ls@phystech.edu

Фирсов Александр Александрович

ОИВТ РАН

af@jiht.org

Проведено компьютерное моделирование течения, возникающего при взаимодействии сверхзвукового потока воздуха со струей углекислого газа, ортогонально инжектируемой в поток воздуха через круглое отверстие на плоской стенке. Рассмотрено импульсно-периодическое воздействие на струю с помощью локального нагрева газа у поверхности стенки. Проведено сравнение локальных характеристик течения в отсутствии и при наличии локального нагрева. Показано, что присутствие источника импульсно-периодического локального нагрева около отверстия способно привести к интенсификации смешения газов. Также проведены расчеты, направленные на поиск оптимальной конфигурации экспериментальной установки для натурного эксперимента по возбуждению струи в поперечном сверхзвуковом потоке с помощью воздействия электрических разрядов. Для расчетов был использован программный комплекс FlowVision 3.12.

Ключевые слова: CFD-моделирование, плазма, электрический разряд, сверхзвуковой поток, струя

Данная работа посвящена исследованию воздействия импульсно-периодических источников тепла на течение, образующееся при взаимодействии сверхзвукового потока воздуха с поперечной вторичной струей, инжектируемой с плоской поверхности. В англоязычной литературе такая конфигурация течения обозначается как JISC (jet interaction with supersonic crossflow) [1].

В настоящее время динамично развивается направление исследований, связанных с активными стратегиями интенсификации смешения газов в сверхзвуковом потоке, в том числе в конфигурации JISC [2, 3]. Эти исследования представляют интерес для развития технологий, повышающих эффективность сгорания топлива в камерах сгорания со сверхзвуковым потоком на входе [2].

Одна из перспективных активных стратегий интенсификации смешения в JISC состоит в размещении источников импульсного локального нагрева в области взаимодействия поперечной струи со сверхзвуковым потоком. В качестве таких источников нагрева рассматриваются электрические разряды [4] или лазерное излучение [5]. В работе [4] с помощью численного моделирования был исследован импульсный нагрев газа в области около стенки с подветренной стороны от инжектора вторичной струи. Было показано, что импульсно-периодический нагрев приводит к ускорению смешения газов. Однако результаты этой работы позволяют предполагать, что месторасположение источника тепла с подветренной стороны от инжектора является не самым оптимальным.

Цель данной работы состояла в получении информации о локальных характеристиках течения в конфигурации JISC при отсутствии и наличии источника импульсного локального нагрева на стенке возле отверстия струи.

Указанная информация была получена с помощью компьютерных расчетов в программном комплексе FlowVision 3.12. Физические параметры расчетов были выбраны таким образом, чтобы рассматриваемые физические явления можно было воспроизвести в натурном эксперименте на оборудовании, доступном в ОИВТ РАН.

На первом этапе работы была разработана геометрическая конфигурация стенда для воспроизведения течения JISC в аэродинамической трубе ИАДТ-50 в ОИВТ РАН. Сверхзвуковое обтекание пробных геометрических моделей стенда в условиях, соответствующих ИАДТ-50 (число Маха $M=2$, температура газа $T_g=167$ К, давление $P=22$ кПа), было рассчитано с помощью метода URANS (unsteady Reynolds-averaged Navier-Stokes simulation) с использованием модели турбулентности KEFV [6]. Были получены пространственные распределения скорости и плотности воздуха. На основании результатов расчетов был отобран ряд геометрических конфигураций стенда, обеспечивающих наибольшую однородность потока воздуха над поверхностью, с которой должна осуществляться инжекция вторичной струи.

На втором этапе работы была построена компьютерная модель JISC. Был использован метод URANS с моделью турбулентности KEFV. Параметры сверхзвукового потока ($T_g=183$ К, $P=28,4$ кПа, $M=1,8$) были заданы с учетом результатов ранее проведенного моделирования сверхзвукового обтекания стенда. В качестве газа вторичной струи использовался CO_2 . Поперечная струя в модели инжектировалась в сверхзвуковой поток через круглое отверстие диаметром $d=3$ мм на плоской поверхности, при этом полная температура струи составляла $T_0=270$ К, а массовый расход $Q_m=4$ г/с. Таким образом, отношение удельных импульсов поперечной струи и потока J составляло:

$$J = \frac{(\gamma P M^2)_j}{(\gamma P M^2)_\infty} = 0,8$$

Были рассчитаны и визуализированы поля следующих величин в области около инжектора: давление, плотность, мольная доля углекислого газа. Качественная структура рассчитанного течения соответствовала данным из литературных источников, посвященных JISC [2].

На третьем этапе работы в компьютерную модель JISC был добавлен импульсно-периодический источник тепла, расположенный на поверхности стенки с наветренной стороны от отверстия струи. Длительность импульсов тепловыделения составляла 1 мкс, а период повторения импульсов 30 мкс. В каждом импульсе вкладываемая энергия составляла 10 мДж.

Было проведено сравнение локальных характеристик течения в двух рассчитанных случаях: JISC при отсутствии и наличии импульсно-периодического источника тепла. Критериями сравнения были: глубина проникновения струи в поперечный поток газа, распределение турбулентной энергии и эффективность смешения. Полученные результаты позволяют утверждать, что рассмотренный в данной работе способ воздействия на течение приводит к увеличению интенсивности смешения газов в конфигурации JISC.

Требуется дополнительное параметрическое исследование для нахождения оптимальных режимов возбуждения струи в сверхзвуковом потоке, обеспечивающих

наибольшую эффективность смешения газов. Результаты численного моделирования будут использованы при подготовке натурального эксперимента по возбуждению струи в конфигурации JISC периодическими искровыми разрядами на плоской поверхности.

*Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда
(проект № 21-79-10408).*

Литература

- [1] Sun M.-B., Hu Z. Generation of Upper Trailing Counter-Rotating Vortices of a Sonic Jet in a Supersonic Crossflow. *AIAA Journal*, 2018, vol. 56, pp. 1–13. DOI: <https://doi.org/10.2514/1.J056442>
- [2] Liu Q., Baccarella D., Lee T. Review of combustion stabilization for hypersonic airbreathing propulsion. *Progress in Aerospace Sciences*, 2020, vol. 119, art. 100636. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2020.100636>
- [3] Cai Z., Gao F., Wang H., Ma C., Yang T. Numerical Study on Transverse Jet Mixing Enhanced by High Frequency Energy Deposition. *Energies*, 2022, vol. 15, iss. 21, art. 8264. DOI: <https://doi.org/10.3390/en15218264>
- [4] Dolgov E.V., Kolosov N.S., Firsov A.A. The study of the discharge influence on mixing of gaseous fuel jet with the supersonic air flow. *Computer Research and Modeling*, 2019, vol. 11, iss. 5, pp. 849–860. DOI: <https://doi.org/10.20537/2076-7633-2019-11-5-849-860>
- [5] Lazar E., Elliott G., Glumac N. Energy Deposition Applied to a Transverse Jet in a Supersonic Crossflow. *AIAA Journal*, 2010, vol. 48, pp. 1662–1672. DOI: <https://doi.org/10.2514/1.J050050>
- [6] Жлуктов С.В., Аксенов А.А. Пристеночные функции для высокорейнольдсовых расчетов в программном комплексе FlowVision. *Компьютерные исследования и моделирование*, 2015, т. 7, № 6, с. 1221–1239. DOI: <https://doi.org/10.20537/2076-7633-2015-7-6-1221-1239>

УДК 004.94

Снижение уровня шума турбореактивного двухконтурного двигателя классом тяги 7 т с помощью конструкции шевронного сопла внешнего контура

Загородников Сергей Анатольевич
МГТУ им. Н.Э. Баумана

ZagorodnikovSergey@yandex.ru

Описан метод «лепесткового» построения геометрии сопел на спроектированном автором двухконтурном турбореактивном двигателе высокой степени двухконтурности тягой 7 тс на взлетном режиме, а также его эффективность, с помощью имитации невозмущенной части потока в CAD-системе Ansys. Основная идея заключается в том, чтобы снизить уровень шума двигателя при расчетной геометрии внешнего сопла. Также автор подразумевает использование способа для анализа на авиадвигателях с высокой степенью двухконтурности на критических режимах работы. Актуальность данного исследования и всех последующих разработок в данной сфере подтверждается также тем, что впоследствии они позволят перейти к разработке и детальным исследованиям способов уменьшения уровней шума.

Ключевые слова: сопло, турбореактивные двигатели, шеврон, 3D modeling, Ansys CFX, Лайтхилл, шум струи

Введение

Развитие авиадвигателей высокой степени двухконтурности сталкивается с задачами снижения шума. Необходимое снижение является целевым условием при эксплуатации двухконтурных турбореактивных двигателей (ТРДД) на взлетных режимах на взлетно-посадочных полосах и местности аэропортов для обеспечения систем безопасности здравоохранения и экологических факторов. Анализ источников шума базируется на подробном исследовании узловых систем компрессоров, турбин, камер сгорания, внешних и внутренних сопел ТРДД [1, 2].

При проектировании устройства и системы понижения шума ТРДД учитывается постоянство расчетных газодинамических и габаритных характеристик. Примером изменения габаритов сопла является установка шумоглушителя, что ведет к увеличению внутреннего сопротивления каналов и падению тяги. Учитывая заданные характеристики, автором было предложено внедрение шевронной геометрии внешнего сопла на спроектированном ТРДД классом тяги 7 тс со степенью двухконтурности 9. Особенностью шевронной геометрии является снижение шума потери полного давления из-за разницы скоростей, от которой образуется вихревой поток, повышающий диапазон смещения потоков [3].

Для подтверждения поставленной задачи автором были использованы инструменты моделирования в программном комплексе ANSYS CFX, которые позволяют решить задачи, требующие качественного исследования в области газодинамики авиадвигателей [4].

Методы

Итоговыми расчетными данными необходимые для поставленной задачи используются такие значения, как тяга на взлетном режиме ($R = 7$ т), скорость сопла внутреннего контура ($C_1 = 302,76$ м/с), скорость сопла внешнего контура ($C_2 = 232,47$ м/с), диаметр на срезе внутреннего сопла ($D_1 = 666$ мм), Диаметр на срезе внешнего сопла ($D_2 = 1400$ мм)

На стадии проектирования сопел ТРДД важной частью моделирования является центральное тело, для построения которой учитывается толщина ($f = 1,26$ мм) и положение относительно осей двигателя и сопел ($l = 16,25$). Значение толщины необходимо для направления струи потока, что сопровождается сужением проточной части [5].

Произведено построение геометрии сопел и центрального тела в 2D- и 3D-постановке в CAD-системе NX [1]. Шевронные «лепестки» на внешнем сопле смоделированы симметрично радиусу [1].

Выбор шевронной конической кривой по срезу сопла автором основывается на исследуемом диапазоне патентов и авиадвигателей [1, 6–8]:

1) GE 1997 chevron «Выхлопное сопло Chevron для газовой турбины» (US6360528B1, 1997), США, НАСА;

2) Nozzle для турбовентиляторных авиадвигателей (GB2289921A, 1994), Британия. Британская авиадвигательная компания;

3) GE 2006 двигатель GEnx с шевронами;

4) Rolls-Royce с RR Trent 1000;

5) CFM (GE-SNECMA) 2013 двигатель с шевроном LEAP;

6) ПД-14.

Немаловажное условие постановки 3D-модели является отсутствие пилона и стоек внешнего контура двигателя. Методики проектирования и оптимизации позволяют построить не полного пути внешнего контура на взлетном и крейсерском режимах проектируемого авиадвигателя при дозвуковом расчетном режиме [3, 5, 9].

Произведено построение цилиндрической формы вокруг модели и операция «вычитание» всей расчетной области. Такое действие дает фактическую область потока. Однако учитывается, что форма является твердотельной [4].

Исходный графический прототип экспортирован в формат Parasolid, для последующего импорта в программный инструмент Ansys Meshing, который позволяет построить сетку с конечным значением элементов: 83444621. Произведена имитация невозмущенной части потока граничным условием Opening в Pre процессоре CFX. Активизирована опция Entrainment, то есть свободный вход и выход через условную стенку расчетной модели. Задание граничных условий происходит в препроцессоре. Переход к инструменту CFX Solver дает возможность произвести необходимый расчет. Принудительная остановка расчета достаточна при численном значении 800 итераций [4].

Результаты

По продольному разрезу сопел выводится контур параметров скорости, полного давления, статического давления. Важно учесть, что за центральным телом идет разгон потока в связи с тем, что в постановке задачи сопло является сужающим. Присутствует зона пониженного полного давления. В реальных условиях поток при течении в сужающемся сопле имеет максимальную скорость после среза, где происходит

дальнейшее ускорение. После критического сечения сопла происходит дальнейшее ускорение потока.

При распределении скорости на срезе внутреннего сопла коэффициент скорости примерно 0,99.

Значения скорости в зоне «лепестков» снижаются в диапазоне от 302,76 до 197 м/с. В этой области наблюдается замедление потока, что влияет на снижение шума согласно формуле Лайтхилла для звуковой мощности, в зависимости от статической плотности и скорости потока [1].

Литература

- [1] Хелпикс.Орг. Москва, 2022. URL: <https://helpiks.org/4-12636.html> (дата обращения 27.10.2022).
- [2] Виноградов В.Ю., Сайфуллин А.А., Зигангирова Р. Теоретический подход к вопросам разработки систем глушения шума авиационных ГТД / В.Ю. Виноградов, А.А. Сайфуллин, Р. Зигангирова. Молодой ученый, 2015, № 12.1 (92.1), с. 16–17. URL: <https://moluch.ru/archive/92/17774/> (дата обращения 13.11.2022).
- [3] Callender B., Gutmark E., Martens S. Near-field investigation of chevron nozzle mechanisms. AIAA journal, 2008, vol. 46, no. 1, pp. 36–45.
- [4] Васильев Б.Е. Численное моделирование задач динамики и прочности деталей газотурбинных установок и двигателей. Москва, Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2018, 174 с.
- [5] Загородников С.А., Самойлов А.В., Ситин В.И., Чудаев К.В. Поваренная книга турбиниста. Москва, 2022. URL: <https://turbinistscookbook.ru/> (дата обращения 07.08.2022).
- [6] Издание шевронов авиационных турбин. Испания, 2015. URL: <https://nintil.com/2-you-didnt-invent-that-aircraft-turbine-chevrons-edition> (дата обращения 16.10.2022).
- [7] ОДК «Пермские моторы». Москва, 2022. URL: <https://perm-motors.ru/production/pd-14/> (дата обращения 16.10.2022).
- [8] Gorji-Bandpy M., Azimi M. Technologies for jet noise reduction in turbofan engines. Aviation, 2012, vol. 16, no. 1, pp. 25–32.
- [9] Long D. Effect of nozzle geometry on turbofan shock cell noise at cruise. 43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 2005, p. 998.

УДК 532.212

**Точные аналитические решения
для нестационарной линейной обратной задачи теплопроводности
для тел одномерной геометрии с граничными условиями
на одной поверхности, а также на двух поверхностях
для плоского тела, полого цилиндра и полой сферы,
полученные в замкнутой рекуррентной форме**

Лобанов Игорь Евгеньевич

grigorchuk.grigorchuck@list.ru

Московский авиационный институт (технический университет)

Голучены точные аналитические решения для нестационарной линейной обратной задачи теплопроводности для тел одномерной геометрии с граничными условиями на одной поверхности, а также на двух поверхностях для плоского тела, полой сферы и полого цилиндра, полученные в замкнутой рекуррентной форме. Решения при граничных условиях на двух поверхностях для плоского тела и для полого шара были получены как с применением, так и без применения чисел Бернулли. Приведенная в статье рекуррентная форма записи решения нестационарной линейной обратной задачи теплопроводности для тел одномерной геометрии с граничными условиями на одной поверхности, а также на двух поверхностях для плоского тела, полых цилиндров и сфер, — решение в замкнутой форме с единых позиций, что не всегда возможно в явной форме.

Ключевые слова: теплопроводность, обратная задача, поверхность, граничные условия

Прямое математическое моделирование позволяет прогнозировать тепловое состояние широко диапазоне режимов работы, например, технической системы, провести анализ влияния различных факторов на поведение этой системы и выбрать оптимальные тепловые режимы.

Применение прямых методов математического моделирования требует анализа точности математических моделей. Модель может иметь весьма сложную структуру и учитывать достаточно большое число факторов. Однако при этом необходимо задать числовые значения всех входящих в модель характеристик, в частности, теплофизические свойства материалов, характеристики теплового взаимодействия с омывающей средой и др. Если информация отсутствует или имеет низкую точность, то сложная математическая модель утрачивает свои достоинства и не обеспечивает требуемой точности прогноза тепловых режимов.

Практическое применение математического моделирования теплообмена показывает, что возможная неудовлетворительная точность при математическом моделировании, например, высокоинтенсивных тепловых процессов обусловлена низкой точностью определения характеристик с помощью традиционных прямых методов. В таких случаях весьма действенно может быть применение расчетно-экспериментальных методов, которые базируются на принципах идентификации систем с распределенными параметрами, основу которых составляют алгоритмы и методы решения различных типов некорректных обратных задач теплообмена.

Как известно, в прямых задачах искомым является температурное поле, которое находится как решение уравнения теплопроводности с известными параметрами внутреннего переноса, соответствующее известным краевым и начальным условиям,

а в обратных задачах теплопроводности начальное распределение температур и крайевые условия являются неизвестными, подлежащими определению функциями.

Обратные задачи подразделяются на два основных типа:

1. определение параметров внутреннего переноса энергии — коэффициентов тепло- и температуропроводности, теплоемкости, коэффициентов поглощения света и т. п., являющимися физическими характеристиками вещества;
2. определение условий внешнего обмена энергией между телом и средой, т. е. нахождение граничных условий: сюда относятся вычисление температуры наружной поверхности и проходящего через нее теплового потока, расчет переменных коэффициентов теплообмена, термических контактных сопротивлений, степеней черноты, угловых коэффициентов облучения, положения поверхности фазового перехода или деструкции, составление нестационарных балансов мощности и энергии и т. п.

Понятно, что получить решение обратной задачи теплопроводности гораздо сложнее, чем прямой, однако в прямой задаче при измерении или реализации заданных граничных условий может возникнуть много препятствий экспериментального характера. Физические условия бывают, например, таковыми, что практически не всегда возможна установка датчика на поверхности тела или существенно снижается точность измерений, вследствие размещения датчиков. Следовательно, часто трудно измерить закон изменения температуры нагреваемой поверхности твердого тела. Гораздо проще выполнить достаточно точные измерения временных зависимостей температуры во внутренних точках на теплоизолированной поверхности тела. Таким образом, возникает проблема выбора между относительно неточными измерениями и сложной аналитической задачей. В то же время достаточно точное и легко реализуемое решение обратной задачи позволило бы одновременно свести обе трудности к минимуму.

Прямая задача теплопроводности при корректно поставленных условиях имеет единственное решение. В случае обратных задач возможна тождественность температурных полей в результате различных по своей природе, но равноценных в энергетическом отношении внешних воздействий.

Температурное поле твердого тела не определяет однозначно граничных условий, при которых оно возникло. Целый ряд энергетически равноценных по своим воздействиям на систему граничных условий могут по-разному отражать сложные температурные процессы.

Примером может служить тот факт, что любое перераспределение плотностей тепловых потоков, например, между конвективными и радиационными составляющими при их совокупности приводит к тождественному тепловому состоянию системы.

Имеют место и другие недостатки, присущие обратным методам исследования нестационарного теплообмена в технических системах: ограничение числа точек в деталях, в которых измеряются температуры и тепловые потоки; экспериментально определенные значения температур и тепловые потоки, на основе которых производятся расчеты, содержат погрешности измерения даже при использовании прецизионных приборов, так как размещение датчиков в твердом теле в какой-то мере нарушает температурное поле деталей; кривизна поверхности, пространственное и временное изменение тепловых потоков в теле не дают возможности точно предсказать направление теплового потока, или иными словами, определить месторасположение датчика, которое должно находиться на нормали к поверхности.

Следует отметить, что обратные методы не дают возможности физической интерпретации нестационарных сложных процессов, протекающих в системах.

Кроме недостатков, в том числе вышеуказанных, обратные методы обладают некоторыми преимуществами, по сравнению с прямыми. В прямой задаче при измерении или реализации заданных граничных условий может возникнуть много препятствий экспериментального характера. Физические условия в исследуемых системах могут быть такими, что невозможна установка датчика на поверхности тела (например, на поверхности покрытий) или существенно снижается точность измерений вследствие размещения датчиков, поэтому часто трудно измерить закон изменения температур и тепловых потоков поверхностей твердых тел.

Резюмируя вышеизложенное, можно заключить, что имеет место актуальность получения в едином виде точного замкнутого аналитического решения нестационарной линейной обратной задачи теплопроводности для тел одномерной геометрии с граничными условиями на одной или на двух поверхностях. В рамках данной статьи точное замкнутое аналитическое решение данной обратной задачи теплопроводности достигается в рекуррентной форме, т. е. в неявной форме, поскольку это не во всех случаях возможно в явной форме [1–5].

Существующие точные решения обратных задач нестационарной теплопроводности относительно немногочисленны, и их ощутимо меньше, чем соответствующих решений прямой задачи нестационарной теплопроводности. Можно указать, что одна из первых удачных попыток решения обратной задачи нестационарной теплопроводности для плоского тела впервые была предпринята в 1890 г. Й. Стефаном [1–3].

В дальнейшем были получены решения сходных задач, отчасти имеющих не только теоретический, но и прикладной характер, в том числе, и нелинейной одномерной задачи нестационарной теплопроводности [4, 5].

Целью данной статьи является получить решение нестационарной линейной обратной задачи теплопроводности для тел одномерной геометрии с граничными условиями на одной поверхности с единых позиций в замкнутой рекуррентной форме, которые будут иметь перед решениями в явном виде определенные преимущества, поскольку они могут быть получены для всех вышеуказанных задач, а в явном виде — не для всех.

Обратная задача теплопроводности для уравнения (1) или (2) состоит в нахождении граничных условий на поверхности одномерного тела при известных нестационарных температуре и тепловом потоку и теплофизических характеристиках материала тела, не зависящих от температуры.

В рамках данной статьи изучается процесс теплопроводности в момент, достаточно удаленный от начального момента времени, поэтому влияние начальных условий практически не сказывается на распределении температуры в момент измерения или наблюдения (так называемая задача без начальных условий). В практическом разрезе это может означать, что при достаточном удалении от начального момента времени компонента последствия, учитывающая влияние начальных условий, становится настолько малой, что она будет уже меньше погрешности измерения датчиков, измеряющих температуры и тепловые потоки [4, 5].

Вышеприведенные соотношения выражают рекуррентную форму точного решения обратной задачи нестационарной теплопроводности для тел одномерной геометрии при нестационарных граничных условиях, заданных на одной стороне.

Рекуррентная форма записи решения позволяет осуществить решение данной задачи с единых позиций в замкнутой форме, поскольку выражение решений в явной форме возможно не во всех случаях, на что указано в [1].

Вопросы корректности данной обратной задачи теплопроводности (т. е. существования решения, его единственности и его устойчивости) были подробно рассмотрены в работах [1–3], поэтому в данном исследовании нет необходимости их повторного рассмотрения.

Для условий теплообмена, характерных для работ [4, 5], были проведены расчеты по зависимостям, сгенерированным в данной статье. При одинаковом температурном граничном условии наибольшее отклонение будет для плоского тела, а наименьшее — для сплошного шара; для сплошного цилиндра будет иметь место промежуточное значение. Как для полого цилиндра, так и для полого шара отклонение температуры будет большим, чем для сплошных цилиндра и шара соответственно. Сравнение полого цилиндра с полым шаром показывает, что при малых значениях r_2/r_1 отклонение для полого цилиндра будет меньше, чем для полого шара, но для больших значений r_2/r_1 отклонение для полого цилиндра уже будет больше, чем для полого шара. Для рассматриваемых условий [4, 5] вышеуказанный перелом происходит при значении $r_2/r_1 \approx 3^{2/15}$. Анализ проведенных расчетов указывает на более сильную зависимость расчетной температуры от параметра r_2/r_1 для полого шара, чем для полого цилиндра.

Выводы

1. Актуальность проблемы решения обратной линейной нестационарной задачи теплопроводности одномерной геометрической формы, полученные в данной работе в замкнутой рекуррентной форме, состоит в том, что имеет место возможность достаточной степенью точности восстанавливать граничные условия по измерениям датчика теплового потока.
2. В данной работе получены точные аналитические решения для нестационарной линейной обратной задачи теплопроводности для тел одномерной геометрии с граничными условиями на одной поверхности, а также на двух поверхностях для плоского тела и полых цилиндров и сфер, полученные в рекуррентной форме. Решения при граничных условиях на двух поверхностях для плоского тела и для полого шара были получены как с применением, так и без применения чисел Бернулли.
3. Полученная в статье рекуррентная форма записи решения нестационарной линейной обратной задачи теплопроводности для тел одномерной геометрии с граничными условиями на одной поверхности, а также на двух поверхностях для плоского тела, полого цилиндра и полой сферы, является решением в замкнутой форме с единых позиций, что не всегда возможно в явной форме.
4. С практической точки зрения полученные решения могут быть использованы при расчете нестационарных полей температур и плотностей тепловых потоков для различных материалов, применяемых в авиационной и ракетно-космической технике, исходя из измеренных нестационарных граничных условий на одной из сторон, а также на двух поверхностях для плоского тела, полого цилиндра и полой сферы.

Литература

- [1] Бургграф О.Р. Точное решение обратной задачи в теории теплопроводности и ее приложениях. Труды американского общества инженеров-механиков. Сер. С. Теплопередача, 1964, № 3, с. 94–106.
- [2] Тёмкин А.Г. Обратные задачи теплопроводности. Москва, Энергия, 1973, 464 с.
- [3] Бек Дж., Блакуэлл Б., Сент-Клэр Ч., мл. Некорректные обратные задачи теплопроводности. Москва, Мир, 1989, 312 с.
- [4] Лобанов И.Е. Точные аналитические решения нелинейной нестационарной обратной задачи теплопроводности для тела с низким коэффициентом теплопроводности. Известия вузов. Авиационная техника, 2010, № 3, с.72–74.
- [5] Лобанов И.Е., Парамонов Н.В. Измерение и моделирование тепловых нагрузок в камерах двигателей внутреннего сгорания. Москва, Изд-во МАИ, 2012, 160 с.

УДК 519.688

Функциональные возможности модуля «Логос Тепло» для решения задач аэрокосмической промышленности

Глазунов Виктор Алексеевич

«РФЯЦ-ВНИИЭФ»

glva@yandex.ru

Тришин Роман Александрович

«РФЯЦ-ВНИИЭФ»

Raman11@mail.ru

Вишняков Андрей Юрьевич

«РФЯЦ-ВНИИЭФ»

vis-and@yandex.ru

Кондрахин Никита Павлович

«РФЯЦ-ВНИИЭФ»

nikitakondrahin@yandex.ru

Ларионова Александра Анатольевна

«РФЯЦ-ВНИИЭФ»

aalarionovavniief@mail.ru

Меньшикова Анна Константиновна

«РФЯЦ-ВНИИЭФ»

a.k.menshikova@mail.ru

Серяков Юрий Дмитриевич

«РФЯЦ-ВНИИЭФ»

seryakov.y.d@gmail.com

Чикин Александр Михайлович

«РФЯЦ-ВНИИЭФ»

a.m.chikin@yandex.ru

Представлены функциональные возможности модуля «Логос Тепло» для моделирования стационарных и нестационарных процессов теплопроводности, включающие описание средств подготовки и проведения расчетов, обработки результатов, а также основных физико-математических моделей: анизотропия коэффициента теплопроводности, теплообмен излучением, фазовые переходы, абляция, движение элементов конструкции. Представлены основные уравнения, описывающие указанные процессы в различных приближениях. Приведены демонстрационные примеры. Помимо функциональных возможностей, в докладе представлена информация по адаптации модуля «Логос Тепло» для использования на микропроцессорах «Эльбрус». Описаны основные этапы процесса адаптации и ключевые результаты. По итогам проделанной работы, приводятся типичные задачи моделирования процессов теплопроводности для изделий аэрокосмической промышленности. Показано применение модуля «Логос Тепло» для решения сложных производственных задач.

Ключевые слова: пакет программ «Логос», «Логос Тепло», теплопроводность, функциональные возможности, математические модели, микропроцессоры «Эльбрус», практические примеры

Одной из актуальных задач при разработке сложных технических изделий и систем, к которым относятся и изделия аэрокосмической промышленности, является расчетно-экспериментальное сопровождение на всех этапах жизненного цикла изделия. Развитие вычислительной техники, в особенности многопроцессорных вычислительных

машин позволяет проводить сложные междисциплинарные и оптимизационные расчеты, охватывающие все особенности функционирования изделия.

С 2009 года в ФГУП «РФЯЦ-ВНИИЭФ» разрабатывается пакет программ инженерного анализа и суперкомпьютерного моделирования «Логос» [1, 2], включающий в себя программные модули для моделирования процессов теплопроводности (Логос Тепло), динамической, статической и вибрационной прочности (Логос Прочность), аэро- и гидродинамики (Логос Аэро-Гидро), а также разрабатываемый модуль Логос ЭМИ для моделирования процессов распространения электромагнитного излучения. Кроме того, в состав пакета программ Логос входит модуль Логос Платформа, обеспечивающий проведение мультифизических расчетов, а также параметрических и оптимизационных исследований [3, 4].

В докладе представлены функциональные возможности модуля Логос Тепло для моделирования стационарных и нестационарных процессов теплопроводности, включающие описание средств подготовки и проведения расчетов, обработки результатов, а также основных физико-математических моделей: анизотропия коэффициента теплопроводности, теплообмен излучением, фазовые переходы, абляция, движение элементов конструкции. Представлены основные уравнения, описывающие указанные процессы в различных приближениях. Приведены демонстрационные примеры. Помимо функциональных возможностей, в докладе представлена информация по адаптации модуля Логос Тепло для использования на микропроцессорах «Эльбрус». Описаны основные этапы процесса адаптации и ключевые результаты.

В заключение приводятся типичные задачи моделирования процессов теплопроводности для изделий аэрокосмической промышленности. Показано применение модуля «Логос Тепло» для решения сложных производственных задач.

Литература

- [1] Цифровой продукт «Логос-Тепло». URL: <http://logos.vniief.ru/products/heat> (дата обращения 15.11.2022).
- [2] Цифровой продукт «Логос». URL: <http://logos.vniief.ru/products/logos> (дата обращения 15.11.2022).
- [3] Дерюгин Ю.Н., Глазунов В.А. и др. Многофункциональный пакет программ ЛОГОС: физико-математические модели расчета задач аэро- гидродинамики и теплопереноса. Пре-принт. Саров, РФЯЦ-ВНИИЭФ, 2013, с. 111–2013.
- [4] Вишняков А.Ю., Дерюгин Ю.Н., Глазунов В.А., Чистякова И.Н. Пакет программ ЛОГОС. Модуль расчета сопряженных и связанных задач теплопереноса. Труды МФТИ, 2014, т. 6, № 4, с. 158–167.

УДК 621.45.00.11.030

Результаты экспериментальных исследований тепловых процессов в моторных авиационных маслах двигателей летательных аппаратов

Львов Михаил Валерьевич
КНИТУ–КАИ им. А.Н. Туполева

miha.lev@mail.ru

Алтунин Виталий Алексеевич
КНИТУ–КАИ им. А.Н. Туполева

altspacevi@yahoo.com

Юсупов Артур Альбертович
КНИТУ–КАИ им. А.Н. Туполева

Ar_yusupov@mail.ru

Пукачев Ильяс Ринатович
КНИТУ–КАИ им. А.Н. Туполева

ilyas251997@mail.ru

Яновская Мария Леонидовна
ЦИАМ им. П.И. Баранова

maria-yanovskaya-ww@yandex.ru

Рассмотрены итоги экспериментальных исследований тепловых процессов в моторном авиационном масле марки МС-20 в условиях его вынужденной конвекции без влияния и с влиянием электростатических полей. Установлено, что электростатические поля способствуют увеличению коэффициента теплоотдачи и предотвращению осадкообразования в масляных системах двигателей летательных аппаратов, а также найдены границы интенсификации теплоотдачи в масляных системах с помощью электростатических полей.

Ключевые слова: моторное авиационное масло, вынужденная конвекция, электростатические поля, интенсификация теплоотдачи, осадкообразование, масляные системы двигателей летательных аппаратов

В моторных авиационных маслах происходят различные аномальные тепловые процессы. Одним из опасных тепловых процессов в моторных авиационных маслах является процесс осадкообразования [1–4], из-за которого происходят аварийные ситуации, связанные с закоксовыванием маслоподающих и маслоохлаждающих каналов, масляных форсунок и масляных фильтров. Из-за осадкообразования происходит сокращение ресурса, надежности, безопасности и эффективности поршневых и реактивных двигателей летательных аппаратов (ЛА). Исследование тепловых процессов в моторных авиационных маслах возможно только при проведении экспериментальных исследований. Исследования в условиях естественной конвекции моторных авиационных масел были проведены ранее [4–12]. Исследования в условиях вынужденной конвекции моторного авиационного масла марки МС-20 проводились в два этапа. Первый этап — без применения электростатических полей, второй — с их применением. Рабочий участок состоял [6, 11] из нагреваемой Джоулевым теплом металлической трубки, внутри которой вставлялась подвижная термopара, фиксация которой производилась по центру длины трубки — в плоскости прохождения соосных рабочих игл. Рабочая сменная трубка вставлялась в канал из прозрачного оргстекла, через

образовавшийся кольцевой канал прокачивалось масло при различных давлениях и скоростях.

При проведении первого этапа исследований электростатические поля не подключались к отдающей игле, при втором этапе — создавалось поперечное электростатическое поле, силовые линии которого обхватывали диаметр трубки.

В ходе проведения исследований было обнаружено, что:

- увеличение скорости прокачки и давления масла увеличивают коэффициент теплоотдачи;
- негативный процесс осадкообразования начинается на всей поверхности рабочей сменной металлической трубки при температурах более 373 К и активизируется при ее дальнейшем нагреве; скорость осадкообразования на медной трубке выше, чем на трубке из нержавеющей стали марки 1X18H9T;
- электростатические поля: интенсифицируют теплоотдачу; предотвращают осадкообразование в зоне прохождения силовых линий;
- эффективное применение электростатических полей возможно: до скорости прокачки масла 6 м/с; до начала зоны насыщения электростатическими полями;
- увеличение скорости прокачки масла способствует перемещению границы зоны начала насыщения, которая начинает формироваться при увеличенных подаваемых на отдающую иглу электростатических напряжениях;
- в зоне насыщения электростатическими полями коэффициент теплоотдачи остается постоянным, независимо от величины дальнейшего увеличенного электростатического напряжения, подаваемого на отдающую иглу, при этом площадь рабочей трубки, предотвращенной от осадкообразования, также остается постоянной.

Дополнительные эксперименты с рабочим участком, содержащим не одну, а три рабочих соосных игл, показали, что возможно увеличить площадь рабочей нагреваемой трубки, предотвращенной от осадкообразования.

На основе полученных результатов исследований создана экспериментальная база данных (в виде таблиц и графиков), созданы методики расчета коэффициента теплоотдачи и площади рабочего участка, защищенной от осадкообразования, разработаны новые конструктивные схемы масляных систем различных двигателей ЛА одно — и многократного использования двойного назначения, поданы заявки на изобретения.

Применение результатов исследования будут способствовать созданию отечественных двигателей ЛА повышенных характеристик по ресурсу, надежности, эффективности, выживаемости, экологичности и экономичности.

Литература

- [1] Бабкин В.И., Алексагин А.А., Яновский Л.С., Дунаев С.В., Хурумова А.Ф. Отечественные смазочные масла для авиационных газотурбинных двигателей: проблемы и перспективы. Двигатель, 2012, № 5 (83), с. 8–11.
- [2] Яновский Л.С., Харин А.А., Бабкин В.И. Основы химмотологии. Москва-Берлин, Директ-Медиа, 2016, 482 с.
- [3] Яновский Л.С. и др. Горюче-смазочные материалы для авиационных двигателей. Казань, Мастер Лайн, 2002, 400 с.
- [4] Алтунин В.А., Алтунин К.В., Алиев И.Н., ЩигOLEV А.А., Платонов Е.Н. Разработка способов увеличения ресурса и надежности систем смазки двигателей внутреннего сгорания

- наземного транспорта. Известия высших учебных заведений. Машиностроение, 2015, № 10 (667), с. 47–57.
- [5] Алтуний В.А., Львов М.В., Каськов А.С. Пути решения проблем осадкообразования в моторных маслах двигателей и энергоустановок наземного, воздушного и аэрокосмического базирования. Новые технологии, материалы и оборудование Российской авиакосмической отрасли, посвященной 130-летию со дня рождения выдающегося авиаконструктора А.Н. Туполева. Всеросс. науч.-практич. конф. с международным участием: матер. докл. Казань, Изд-во Казан. гос. техн. ун-та, 2018, т. 1, с. 365–369.
- [6] Алтуний В.А., Львов М.В., Зырянов С.П., Яновская М.Л. Разработка экспериментальной базы для исследования тепловых процессов в авиационных моторных маслах. Авиакосмические технологии. XX Междунар. науч.-технич. конф. и школы молодых ученых, аспирантов и студентов: тез. докл. Воронеж, Фирма Элист, 2019, с. 11–12.
- [7] Алтуний В.А., Львов М.В., Каськов А.С., Щиголев А.А., Яновская М.Л. Анализ эффективности применения электростатических полей в существующих и перспективных системах смазки двигателей летательных аппаратов воздушного и аэрокосмического базирования. 54-е Чтения, посвященные разработке научного наследия и развитию идей К.Э. Циолковского: тр. Казань, Изд-во Казанского университета, 2020, с. 77–82.
- [8] Алтуний В.А., Львов М.В., Каськов А.С., Щиголев А.А. Разработка способов борьбы с осадкообразованием в системах смазки двигателей летательных аппаратов. Академические Жуковские чтения, посвящ. 100-летию юбилею Военно-воздушной академии. 8-ая междунаро. науч.-практ. конф.: сб. науч. ст. Воронеж, Изд-во ВУНЦ ВВС «ВВА», 2020, с. 23–24.
- [9] Алтуний В.А., Алтуний К.В., Львов М.В., Щиголев А.А., Алиев И.Н., Яновская М.Л. Проблемы систем смазки авиационных двигателей. Тепловые процессы в технике, 2021, т. 13, № 8, с. 357–384. DOI: <https://doi.org/10.34759/tpt-2021-13-8-357-384>
- [10] Львов М.В., Каськов А.С., Щиголев А.А., Мухаметшин А.А., Яновская М.Л., Алтуний В.А. Проблемы осадкообразования в системах смазки двигателей летательных аппаратов. 16-ые Королевские чтения. Междунар. молодежная научн. конф., посвящ. 60-летию полета в космос Ю.А. Гагарина: сб. матер. Самара, Изд-во Самарского ун-та, 2021, т. 1, с. 240–241.
- [11] Львов М.В., Алтуний В.А. Разработка экспериментальной установки для исследования влияния электростатических полей на тепловые процессы в моторных авиационных маслах в условиях вынужденной конвекции 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. 1, с. 458–460.
- [12] Алтуний В.А., Львов М.В., Каськов А.С., Щиголев А.А., Яновская М.Л. Проблемы осадкообразования в системах смазки двигателей летательных аппаратов. Современные проблемы ракетной и космической техники. 56-е научные чтения памяти К.Э. Циолковского: сб. науч. ст. Казань, Школа, 2022, с. 99–113.

УДК 004.94

Результат моделирования и расчета процесса в кольцевой камере сгорания двигателя для учебно-боевого самолета классом тяги 3 т в системе ANSYS

Загородников Сергей Анатольевич
МГТУ им. Н.Э. Баумана

ZagorodnikovSergey@yandex.ru

Представлено моделирование и расчет кольцевой камеры сгорания на спроектированном авторами двухконтурном турбореактивном двигателе малой степени двухконтурности тягой 3 т на маршевом режиме, а также графический анализ, с помощью имитации невозмущенной части топливно-воздушной смеси в CAD-системе Ansys. Основная идея заключается в том, чтобы доказать эффективность использования кольцевых камер сгорания на авиадвигателях с низкими свойствами и характеристиками используемых материалов. Также авторы подразумевают использование способа и дальнейшее моделирование камер сгорания для перспективных двигателей, которые эксплуатируются на мировом рынке авиации. Актуальность данного исследования в данной сфере подтверждается также тем, что впоследствии позволят перейти к исследованию малоэмиссионных камер сгорания двухконтурных турбореактивных двигателей с критически малой степенью двухконтурности.

Ключевые слова: камера сгорания, малая степень двухконтурности, Ansys CFX, 3D modeling

Введение

Исследуются газодинамические параметры на входе и на выходе в камеру сгорания, которые существенно изменяются в переходных режимах работы авиационного двигателя, при учете значительной пространственной неоднородности потока на срезе диффузора камеры сгорания, которая определяется характером потока в компрессоре и индивидуальна для каждого режима работы конкретного газогенератора [1]. В данной работе представлено исследование влияния радиальных и окружных неоднородностей параметров потока на характеристики кольцевой камеры сгорания двухконтурного турбореактивного двигателя (ТРДД) классом тяги 3 т с помощью инструментов моделирования ANSYS CFX. Рассматривается впрыск для кольцевой камеры сгорания с одним рядом форсунок. Учитывается, что воздух, подводимый из компрессора высокого давления во второй контур, изменяется на маршевом режиме в расчетном диапазоне. Воздух, подводимый во внутренний контур, задается фиксированным значением давления на входе. Топливная зависимость рассматривается из постоянных стехиометрических характеристик [2].

Методы

В качестве расчетной области был выбран 2D-сектор, содержащий контур камеры и ряд форсунок в количестве 16 штук внешнего ряда. Расчеты проводились в программном пакете ANSYS CFX с реализацией графического анализа [3]. Неоднородность на входе в диффузор была задана как полином шестой степени, который был

получен в результате численного моделирования компрессорного узла. Форма профиля скорости способствует динамическому давлению воздушного потока на стенки модели, чем при использовании равномерного профиля скорости воздуха [4, 5].

Остаточное вращение потока от компрессора приводит к меньшему влиянию на общий перепад давления и распределение воздуха в жаровой трубе. Полученные результаты показали, что при проектировании камеры сгорания необходимо учитывать неравномерность распределения параметров на ее входе. Также необходимо учитывать плотность материала стенок.

Для предоставления относительное распределения теплового излучения и неравномерности процесса факельного горения на этапе анализа заложены данные температуры на выходе камеры сгорания ($T_{\text{кс}} = 1430$ К, с учетом неравномерности $T_{\text{кс}} = 1600$ К) и на входе ($T_{\text{квд}} = 950$ К) [6].

Результаты

По итогам моделирования были получены данные температурного и массового расхода в области потока камеры сгорания. Авторами были сделаны выводы о том, что проектируемая камера сгорания выдерживает заданные расчетные характеристики.

Анализ показывает, что при работе на маршевом режиме горячие точки внутренней температуры камеры сгорания уменьшаются на срезе выходного контура, а пламя первичной зоны имеет тенденцию стабилизироваться ближе к инжектору, что может повлиять на выбор оптимальной геометрии при проектировании кольцевой связи [6].

Авторы утверждают, что на основе испытанной модели, выбор материалов низкого качества не повлияет на газодинамические характеристики, а лишь ссылают на оптимизацию первичной геометрии. Такое исследование позволит перейти к сравнению камер сгорания авиадвигателей с смоделированными критическими условиями поломки для последующей оптимизации [1, 6].

Литература

- [1] Михальцев В.Е., Моляков В.Д., Суровцев И.Г., (ред.). Расчет параметров цикла при проектировании газотурбинных установок. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2014.
- [2] Пчелкин Ю.М. Камеры сгорания газотурбинных двигателей. Москва, Машиностроение, 1984, 280 с.
- [3] Васильев Б.Е. Численное моделирование задач динамики и прочности деталей газотурбинных установок и двигателей. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2018, 174 с.
- [4] Mathematical models of gas turbine engines and their components. AGARD lecture series TCP 02/LS198, 1994, 180 p.
- [5] MacIsaac B., Langton R. Thermodynamic modeling of gas turbines. Gas turbine propulsion systems, first edition. John Wiley & Sons, Ltd., 2011.
- [6] Загородников С.А., Самойлов А.В., Ситин В.И., Чудаев К.В. Поваренная книга турбиниста. Москва, 2022. URL: <https://turbinistscookbook.ru/> (дата обращения 15.09.2022).

УДК 51

Расчетно-экспериментальное определение коэффициента теплопроводности керамических материалов с использованием модуля «Логос Тепло»

Самсонова Алина Николаевна

samsonmails@yandex.ru

РФЯЦ – ВНИИЭФ

Глазунов Виктор Алексеевич

glva@yandex.ru

РФЯЦ – ВНИИЭФ

Тришин Роман Александрович

Raman11@mail.ru

РФЯЦ – ВНИИЭФ

Представлен комбинированный подход определения коэффициента теплопроводности керамического материала, основывающийся на использовании экспериментальных данных в численном моделировании. Также был рассмотрен ряд задач, связанных с получением алгоритма определения температурозависимого коэффициента теплопроводности керамики. По итогам проделанной работы сделаны выводы, что с помощью предложенного метода определена температурная зависимость коэффициента теплопроводности, с которой удалось описать эксперименты с приемлемой точностью (погрешность не более $\pm 6\%$).

Ключевые слова: температурная зависимость, коэффициент теплопроводности, расчетно-экспериментальный метод, керамические материалы

Одним из перспективных направлений использования керамики является космонавтика, так как керамика обладает уникальными физическими свойствами: электрическими, механическими, термическими, а также имеет высокую химическую стойкость к агрессивным средам. В качестве сырьевых материалов в космической технике применяется керамика на основе оксида алюминия, оксида кремния, карбида кремния, а также композиционные материалы и кварцевая керамика. В связи с этим, при формировании новых керамических материалов, необходимо определять свойства данного материала. В данной работе представлен комбинированный подход определения коэффициента теплопроводности (КТ) керамического материала, основывающийся на использовании экспериментальных данных в численном моделировании.

В работе рассмотрен ряд задач, связанных с получением алгоритма определения температурозависимого коэффициента теплопроводности керамики. Во-первых, проведение серии экспериментов по нагреву цилиндрического тела и фиксации температурного поля с помощью установленных термопар. Во-вторых, это проведение численного моделирования, с использованием цифрового продукта «Логос Тепло», на основании данных проведенного эксперимента. Расчет представлял собой определение стационарного теплового поля с учетом нагрева модели от осевого источника тепла, а также остывание за счет излучения и конвективного охлаждения. В рамках численного расчета, в работе предлагается задание коэффициента теплопроводности кусочно-линейной зависимостью, параметры которой определяются из последовательного описания экспериментальных данных. В качестве перспективы развития

данной работы планируется автоматизация определения функции КТ с помощью параметрической оптимизации [1–5].

По итогам проделанной работы, сделаны выводы, что с помощью предложенного метода определена температурная зависимость коэффициента теплопроводности, с которой удалось описать эксперименты с приемлемой точностью (погрешность не более $\pm 6\%$). Полученные данные можно использовать при численном моделировании поведения керамических материалов в условиях теплового воздействия.

Литература

- [9] Государственный доклад «О состоянии и об охране окружающей среды Российской Федерации». URL: https://www.mnr.gov.ru/docs/gosudarstvennye_doklady/gosudarstvennyy_doklad_o_sostoyanii_i_ob_okhrane_okruzhayushchey_sredy_rossiyskoy_federatsii_v_2021_/ (дата обращения 15.11.2022).
- [9] Бухмиров В.В. Исследование теплоотдачи в условиях свободной конвекции на горизонтальном цилиндре. Иваново, ИГЭУ имени В.И. Ленина, 2014, 60 с.
- [9] Цифровой продукт «Логос-Тепло». URL: <http://logos.vniief.ru/products/heat> (дата обращения 15.11.2022).
- [9] Цифровой продукт «Логос». URL: <http://logos.vniief.ru/products/logos> (дата обращения 15.11.2022).
- [9] Cengel Y.A., Ghajar A.J. Heat and mass transfer: Fundamentals & Applications. McGraw-Hill Education, 2014, 992 p.

УДК 621.454.2

Анализ возможностей и ограничений программного комплекса Ansys CFX применительно к термодинамическому расчету жидкостных ракетных двигателей

Максимов Александр Дмитриевич
Самарский университет

asdds2014@mail.ru

Чубенко Татьяна Александровна
Самарский университет

chubenkott@mail.ru

Рассмотрены основные модели, используемые в Ansys CFX, для проведения термодинамического расчета. Выбрана наиболее подходящая модель для моделирования рабочих процессов жидкостного ракетного двигателя. Представлены результаты моделирования горения топливных пар водород–кислород, керосин–кислород. Показаны результаты моделирования и их сравнение с фундаментальными данными. Сделаны выводы об основных возможностях и ограничениях программного комплекса.

Ключевые слова: *Ansys CFX, ракетный двигатель, термодинамический расчет, программный комплекс*

Введение

Основой проектирования жидкостных ракетных двигателей является термодинамический расчет. Цель термодинамического расчета — получение данных, необходимых для определения секундного расхода топлива и характерных размеров сечений камеры и других агрегатов двигателя, а также для расчета газодинамических процессов и процессов теплообмена [1]. Такими данными являются удельные параметры камеры, параметры потока — температура, давление, скорость и др., термодинамические и теплофизические свойства рабочего тела и его состав. В совокупности указанные величины обычно называют термодинамическими характеристиками.

На этапе проектирования в процессе термодинамического расчета необходимо решать широкий круг задач, связанных с обеспечением высокой экономичности двигателя, приемлемых массогабаритных характеристик и требуемого уровня надежности, а также с сокращением сроков и стоимости этапа проектирования.

Из этого круга задач наиболее часто встречаются на практике:

- расчетное определение основных термодинамических параметров продуктов сгорания в камере;
- расчетное определение основных интегральных параметров двигателя, характеризующих идеальные расходно-тяговые и энергетические характеристики.

Также стоит отметить, что результаты термодинамического расчета являются основой для последующих расчетов, а также для определения оптимального контура камеры.

В связи с вышесказанным, можно сделать вывод, что получение достоверных результатов термодинамического расчета является крайне важной задачей проектирования. Далее рассмотрим методы, с помощью которых может быть решена данная задача.

Методы

Традиционным методом является модель идеального ракетного двигателя. Он заключается в следующем:

1. Перед расчетом принимается ряд основных допущений (рабочие процессы в камере сгорания являются идеальными, энергообмен с внешней средой отсутствует, рабочее тело невязкое, состав продуктов сгорания на входе в сопло соответствует равновесному, течение в сопле одномерное и равновесное).
2. Определяются исходные данные для расчета (данные о химическом составе компонентов топлива, полная энтальпия компонентов топлива, соотношение компонентов, давление или температура в камере сгорания, давление на выходе из сопла или геометрическая степень расширения сопла).
3. Химический состав компонента задается условной химической формулой.
4. Далее составляется система уравнений для определения равновесного состава продуктов сгорания при заданных $p, T = \text{const}$. Она состоит из уравнений сохранения вещества, уравнений равновесной диссоциации молекулярных компонент на атомы и уравнение закона Дальтона [2].
5. Производится расчет. Расчет состоит в решении замкнутой нелинейно системы алгебраических уравнений методом Ньютона.

Рассмотрим метод, используемый в программном комплексе Ansys CFX.

Ansys CFX — это профессиональный аналитический комплекс для решения термо-, гидро-, газодинамических задач. В нем используется более 16 моделей турбулентности. Решатели ANSYS CFD основаны на методе контрольных объемов, в котором расчетная область разбивается на множество локальных элементов. Для каждого локального элемента записывается система законов сохранения массы, импульса и энергии в интегральной форме, которая затем преобразуется к системе алгебраических уравнений относительно искомых величин — плотности, скорости, температуры и др. в центрах расчетных ячеек.

В Ansys реализованы модели и уравнения макроскопической кинетики, подробно описание которых представлены в источниках [3–4], а также в руководстве к программе [5].

Для сравнения обоих методов были проведены расчет в специализированном программном комплексе (СПК) TERRA [6] и в Ansys CFX. Были проведены расчеты двух топливных пар водород–кислород и керосин–кислород. Исходные данные были следующие:

Для топливной пары водород–кислород: 1) давление на входе 6 МПа; 2) коэффициент избытка окислителя 0,74; 3) геометрическая степень расширения 500.

Для топливной пары керосин–кислород: 1) давление на входе 8 МПа; 2) коэффициент избытка окислителя 0,82; 3) геометрическая степень расширения 500.

Также стоит отметить, что для расчета в Ansys были построены 3D модели камер по известному контуру, а также дополнительно введены массовые доли компонентов и температура на входе в камеру. Реакции задавались согласно уравнению Аррениуса для водород–кислорода из [7], для керосин–кислорода аналогично из источника [8].

Результаты

В результате расчета в СПК TERRA были получены основные термодинамические параметры продуктов сгорания в камере, а также основные интегральные пара-

метры двигателя, такие как удельный импульс тяги, температура и давление в характерных сечениях камеры. В Ansys помимо перечисленных параметров также были получены поля распределения интегральных параметров по сечению камеры.

Обсуждение

Полученные данные были сопоставлены с фундаментальным справочником В.П. Глушко [9]. Сравнение для обеих топливных пар с СПК TERRA показали расхождение по компонентному составу менее чем в 0,1 %, а по интегральным параметрам менее чем 0,3 %. Что касается Ansys, то компонентный состав отличается в среднем на 5 %, для топливной пары водород-кислород отличие по удельному импульсу 3 %, а по температуре около 10 %. Для топливной пары керосин-кислород компонентный состав отличается также в среднем на 5 %, по удельному импульсу — 4 %, а по температуре расхождение значительное и составляет порядка 30 %.

Заключение

Таким образом, можно сделать вывод, что моделирование рабочего процесса в Ansys CFX позволяет получить поля распределения параметров по камере, однако из-за завышенной температуры мы получаем завышение удельного импульса тяги. Для углеводородных топлив завышение температуры является значительным и при достоверно известной максимальной температуре в Ansys есть опция по ее ограничению [5]. Не смотря на малую точность, Ansys позволяет проводить расчеты рабочих процессов с учетом реакций, протекающих внутри камеры.

Литература

- [1] Алемасов В.Е., Дрегаллин А.Ф., Тишин А.П. Теория ракетных двигателей. Москва, Машиностроение, 1989, 464 с.
- [2] Глушко В.П., ред. Термодинамические и теплофизические свойства продуктов сгорания. В 6 т. Т. 1. Методы расчета. Москва, ВИНТИ АН СССР, 1971, 266 с.
- [3] Кондратьев В.Н. Кинетика и механизм газофазных реакций. Москва, Наука, 1974, 558 с.
- [4] Вильямс Ф.А. Теория горения. Москва, Наука, 1971, 615 с.
- [5] ANSYS CFX-Pre User's Guide ANSYS, Inc., 2013.
- [6] Егорычев В.С. Расчет равновесного состава, термодинамических и теплофизических свойств продуктов сгорания ракетных топлив СПК TERRA. Самара, Изд-во СГАУ, 2013, 56 с.
- [7] Егорычев В.С., Шаблий Л.С., Зубанов В.М. Моделирование внутрикамерного рабочего процесса РДМТ на газообразных кислороде и водороде в ANSYS CFX. Самара, Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2014, 135 с. Н СССР, 1973, 528 с.
- [8] Кондратьев В.Н. Константы скорости газофазных реакций. Справочник. Москва, Наука, 1970, 352 с.
- [9] Глушко В.П., ред. Термодинамические и теплофизические свойства продуктов сгорания. Справочник. В 10 т. Т. 4. Топлива на основе четырехоксида азота. Москва, ВИНТИ АН СССР, 1973, 528 с.

+++++

УДК 683.878.2

Теоретический расчет перепада давления на фильтре воздушно-реактивного двигателя из-за появления углеродсодержащих осадков

Алтунин Константин Витальевич
КНИТУ–КАИ им. А.Н. Туполева

altkonst881@yandex.ru

Паниковская Милана Борисовна
КНИТУ–КАИ им. А.Н. Туполева

milanapanikovskaya01@mail.ru

Рассмотрена проблема выхода из строя топливных фильтров воздушно-реактивных двигателей по причине осадкообразования. Изучен процесс образования углеродсодержащих осадков на металлических стенках топливно-подающих каналов и фильтров. Проведен анализ источников информации и патентный поиск по теме исследования. Представлены результаты теоретического расчета перепада давления на топливном фильтре воздушно-реактивного двигателя. В результате теоретического расчета построены соответствующие графики, получены значения наработки до отказа топливного фильтра. Разработаны новые конструктивные схемы топливных фильтров воздушно-реактивных двигателей с несколькими способами борьбы и предотвращения осадкообразования.

Ключевые слова: *фильтр, осадкообразование, расчет, перепад давления*

Доклад посвящен теоретическому исследованию, связанному с расчетом перепада давления на топливном фильтре воздушно-реактивного двигателя (ВРД) по причине появления на его поверхности углеродсодержащих осадков в среде жидкого углеводородного горючего (УВГ). В качестве основного УВГ выбран керосин марки ТС-1.

Проведен анализ литературы по осадкообразованию, в ходе которого было выяснено, что осадкообразованию подвержены стенки теплообменных аппаратов, контактирующие с жидким УВГ, многие элементы топливно-подающих систем ВРД, где углеродсодержащие осадки могут появиться на стенках нагретых каналов, внутри форсунок и их распылителей, а также на топливных фильтрах. До сих пор проблема появления углеродсодержащих осадков тепловой и электрохимической природы полностью не решена и требует пристального внимания при создании новых видов (типов) реактивных топлив. Несомненно, что появление осадков на фильтроэлементах неизбежно приводит к перепаду давления, который может служить сигналом об остаточном ресурсе или выходе из строя топливных фильтров [1, 2].

Проведен патентно-лицензионный поиск источников информации по теме исследования, в результате которого найдены некоторые патенты на изобретения и полезные модели, связанные с перепадом давления на фильтрах различных устройств [3–5]. Также проведен анализ теплофизических свойств керосинов, включая керосин ТС-1 [6].

Теоретический расчет основан на ранее полученной формуле [7], включающей такие параметры как удельное электросопротивление металлической стенки и слоя углеродсодержащего осадка, время работы, температура нагретой стенки, коэффициент режима. В начале расчета задавались разные температурные режимы работы ме-

таллического фильтра. Рассчитаны возможные перепады давления на фильтре реактивного двигателя. Рассчитаны коэффициенты основных режимов эксплуатации топливного фильтра. В результате теоретического расчета получены значения перепадов давления за разное время эксплуатации, построены соответствующие графики; при моделировании нескольких режимов работы фильтра при разных температурах получены значения наработки до отказа топливного фильтра.

Проведен анализ существующих и перспективных способов борьбы и предотвращения осадкообразования, в результате которого выбраны наилучшие способы, включая приемлемое охлаждение стенки топливного канала, применение электростатических полей, резервирование топливных каналов, распылителей, фильтров.

Авторами доклада разработаны новые конструктивные схемы топливных фильтров ВРД с несколькими способами борьбы и предотвращения появления углеродсодержащих осадков.

Проблема осадкообразования в топливной системе ВРД остается актуальной в наши дни, в связи с чем, необходимо проводить комплексные исследования по предотвращению стремительного появления углеродсодержащих осадков, а также эффективной борьбы с этим процессом. С целью повышения надежности и безопасности эксплуатации ВРД необходимо создание новых компьютерных программ по вычислению толщины углеродсодержащих осадков на нагретых стенках топливных каналов, по расчету возможных перепадов давления на топливных фильтрах. Намечены дальнейшие научные исследования.

Литература

- [1] Яновский Л.С., Иванов В.Ф., Галимов Ф.М., Сапгир Г.Б. Коксоотложения в авиационных и ракетных двигателях. Казань, Абак, 1999, 284 с.
- [2] Большаков Г.Ф. Физико-химические основы образования осадков в реактивных топливах. Ленинград, Химия, 1972, 232 с.
- [3] Федотов М.В., Перминов В.А., Беляев Ю.И. Способ технического диагностирования фильтра тонкой очистки топливной системы дизеля. Патент № 2548236 Российская Федерация, 2015, бюл. № 11.
- [4] Романов И.М., Шароглазов Б.А., Кавьяров С.И., Шишков В.В. Система контроля состояния фильтра двигателя внутреннего сгорания. Патент № 2252811 Российская Федерация, 2005, бюл. № 15.
- [5] Большаков, А.В. Самоочищающийся фильтр для топлива. Авторское свидетельство на изобретение СССР № 1007697, 1986, бюл. № 1.
- [6] Дубовкин Н.Ф., Маланичева В.Г., Массур Ю.П., Федоров Е.П. Физико-химические и эксплуатационные свойства реактивных топлив: Справочник. Москва, Химия, 1985, 240 с.
- [7] Алтунин К.В. Разработка методики расчета перепада давления на топливном фильтре из-за появления углеродсодержащих осадков в среде жидкого углеводородного горючего (охлаждителя). Инженерный журнал: наука и инновации, 2022, № 2 (122). DOI: <https://doi.org/10.18698/2308-6033-2022-2-2153>

УДК 683.878.2

Теоретический расчет температуры внутренней стенки мультитопливной форсунки воздушно-реактивного двигателя

Алтунин Константин Витальевич

altkonst881@yandex.ru

КНИТУ–КАИ им. А.Н. Туполева

Фаррахов Алмаз Булатович

Farrakhovab02@gmail.com

КНИТУ–КАИ им. А.Н. Туполева

Горбачёв Данил Николаевич

87473550974@mail.ru

КНИТУ–КАИ им. А.Н. Туполева

Рассмотрена проблема выхода из строя топливных форсунок воздушно-реактивных двигателей по причине перегрева и осадкообразования. Проведен анализ процесса образования углеродсодержащих осадков на металлических стенках топливно-подающих каналов форсунок. Проанализированы источники информации и патентный поиск по теме исследования. Представлены результаты теоретического расчета температуры внутренней стенки однотопливной и мультитопливной форсунок. В результате теоретического расчета построены соответствующие графики снижения температуры с повышением расхода, а также с увеличением количества теплоносителей и горючих. На основе исследования разработаны новые конструктивные схемы двух- и трехтопливных форсунок с несколькими способами борьбы и предотвращения осадкообразования.

Ключевые слова: мультитопливная форсунка, температура, осадкообразование, расчет, охлаждение

Доклад посвящен теоретическому исследованию, связанному с расчетом температуры внутренней стенки однотопливной и мультитопливной форсунок воздушно-реактивного двигателя (ВРД) на разных горючих и теплоносителях.

До основного расчета был проведен анализ литературы по осадкообразованию [1–3], в ходе которого было выяснено, что осадкообразованию подвержены нагреваемые стенки теплообменных аппаратов, непосредственно контактирующие с жидким углеводородным горючим, многие элементы топливно-подающих систем ВРД, где углеродсодержащие осадки могут появиться на стенках нагретых каналов, на топливных фильтрах, а также внутри форсунок и их распылителей. Рассмотрены теплофизические свойства таких теплоносителей как керосин ТС-1, природный газ, пресная вода [4, 5].

Необходимо отметить, что до сих пор проблема появления углеродсодержащих осадков тепловой и электрохимической природы полностью не решена, также не создана единая теория осадкообразования.

Проведен анализ существующих и перспективных способов борьбы и предотвращения осадкообразования, в результате которого выбраны наилучшие способы, включая применение электростатических полей, резервирование топливных каналов, распылителей, топливных фильтров, а также охлаждение стенки топливного канала форсунки [3].

Проведен патентно-лицензионный поиск источников информации по теме исследования, в результате которого найдены некоторые патенты на изобретения и полезные модели, связанные с конструктивными схемами мультитопливных форсунок [6–8].

Проведенный теоретический расчет основан на ранее полученной формуле определения средней температуры внутренней стенки мультитопливной форсунки в зависимости от теплоемкости материала форсунки, массы и наружной температуры поверхности форсунки, теплоемкости всех теплоносителей, значения коэффициентов теплоотдачи в каждом канале подачи теплоносителя, температуры теплоносителей, площади внутренней поверхности всех каналов, расходов теплоносителей [9].

Для проведения расчета были смоделированы конструктивные схемы форсунок разной массы с одним, двумя и тремя теплоносителями (пресная вода, природный газ, керосин ТС-1) с разными массовыми расходами. В ходе обработки графиков получены данные по теоретически необходимым расходам теплоносителей для снижения температуры внутренней поверхности однопаливной и мультитопливной форсунок до 373 К (температура начала осадкообразования на металлических стенках топливных каналов).

Авторами доклада разработаны новые конструктивные схемы эффективных мультитопливных форсунок с несколькими способами борьбы и предотвращения появления углеродсодержащих осадков на внутренних поверхностях.

Проблема перегрева устройств подачи теплоносителей и топлив остается актуальной в наше время. Осадкообразование тепловой и электрической природы не совсем полностью изучено, есть необходимость в создании единой теории осадкообразования. Уже сейчас нужно внедрять самые перспективные способы предотвращения и борьбы с образованием углеродсодержащих отложений, проводить дополнительные исследования по предотвращению стремительного появления осадков, создавать новые расчетные комплексы, изобретения, связанные с эффективной диагностикой топливных каналов ВРД.

Намечены дальнейшие теоретические и экспериментальные исследования.

Литература

- [1] Большаков Г.Ф. Физико-химические основы образования осадков в реактивных топливах. Ленинград, Химия, 1972, 232 с.
- [2] Яновский Л.С., Иванов В.Ф., Галимов Ф.М., Сапгир Г.Б. Коксоотложения в авиационных и ракетных двигателях. Казань, Абак, 1999, 284 с.
- [3] Алтуний К.В., Гортышов Ю.Ф., Галимов Ф.М., Дресвянников Ф.Н., Алтуний В.А. Способы борьбы с осадкообразованием в энергоустановках на жидких углеводородных горючих и охладителях. Энергетика Татарстана, 2010, № 3, с. 43–51.
- [4] Дубовкин Н.Ф., Маланичева В.Г., Массур Ю.П., Федоров Е.П. Физико-химические и эксплуатационные свойства реактивных топлив: Справочник. Москва, Химия, 1985, 240 с.
- [5] Шадрин Е.М., Волкова Г.В. Определение теплофизических свойств газов, жидкостей и водных растворов веществ. Иваново, ИГХТУ, 2009, 80 с.
- [6] Стасюк А.В., Калашник Н.Н., Приладышев Д.Ю., Пустарнаков А.И. Форсунка двухтопливная «газ плюс жидкое топливо». Патент № 2578785 Российская Федерация, 2016, бюл. № 9.
- [7] Мурашев П.М. Многотопливная форсунка для газотурбинных двигателей и установок. Патент № 110818 Российская Федерация, 2011, бюл. № 33.
- [8] Бурдыкин В.Д., Козлов В.Г., Кондрашова Е.В. Многотопливная форсунка. Патент № 166189 Российская Федерация, 2016.
- [9] Алтуний К.В. Разработка методики расчета температуры внутренней стенки мультитопливной форсунки с целью предотвращения осадкообразования и перегрева. Известия высших учебных заведений. Машиностроение, 2021, № 6 (735), с. 37–49. DOI: <https://doi.org/10.18698/0536-1044-2021-6-37-47>



Секция 8. ЭКОНОМИКА И УПРАВЛЕНИЕ ПРЕДПРИЯТИЯМИ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ПРОМЫШЛЕННОСТИ

УДК 338.2

Обзор цифровых решений на основе технологии распределенного реестра для обеспечения верифицируемости бизнес-процессов на наукоемком предприятии аэрокосмической отрасли

Авдеева Маргарита Владимировна
МГТУ им. Н.Э. Баумана

ritya_235@mail.ru

Воротникова Софья Сергеевна
МГТУ им. Н.Э. Баумана

vorotnikovass@student.bmstu.ru

Шиболденков Владимир Александрович
МГТУ им. Н.Э. Баумана

vshiboldenkov@mail.ru

Рассмотрена технология распределенного реестра, являющаяся одной из наиболее перспективных инноваций в области информационных технологий, способных изменить организацию и сотрудничество в экономике, обществе и промышленности. Сделан акцент на преимущества технологии распределенного реестра для внедрения в бизнес-процессы на наукоемком предприятии. Технология имеет перспективное направление в снижении издержек и повышении эффективности на предприятии.

Ключевые слова: технологии распределенного реестра, цифровые решения, цифровая трансформация производства, бизнес-процесс

В современном мире большинство предприятий из различных сфер экономики стремятся расширить свою деятельность на другие отрасли в целях повышения конкурентоспособности и увеличения ресурсов, которыми они обладают на данный момент времени.

Это решение направлено на снижение затрат, оптимизацию бизнес-процессов внутри предприятия, улучшение качества производимой продукции или предоставляемых услуг и на решение иных бизнес-проблем [1].

Стоит отметить, что любой бизнес-процесс на предприятии так или иначе связан с финансовыми результатами. Поэтому вопрос безопасности обмена данными между участниками рынка и контрагентами имеет огромное значение в современных реалиях. В целях устранения проблемы недоверия, возникающего между стейкхолдерами при расширении деятельности, организации внедряют технологии распределенного реестра [2, 3].

По своей сути технологии распределенного реестра — это структуры данных для записи транзакций и набор функций для управления ими. Каждая технология распре-

деленного реестра отличается использованием различных моделей данных и технологий. Одна из основных целей технологии распределенного реестра — позволить пользователям, которые не обязательно доверяют друг другу, взаимодействовать без необходимости в доверенной третьей стороне.

Данные технологии необходимы для обеспечения прозрачности бизнес-процессов на предприятии. Данная технология способна решить следующие задачи:

- устранение ненадежных и противоречивых данных, хранящихся несколькими организациями в удаленных базах данных, связанных с затратами и проблемами в бизнес-процессах;
- повышение уровня доверия между предприятиями;
- отслеживание бизнес-процессов.

Технологии распределенного реестра создают платформу для смарт-контрактов, тем самым предоставляя большой потенциал для устойчивых цифровых бизнес-экосистем.

Таким образом, автоматизация процессов на основе технологий распределенного реестра избавляет от длительных и дорогостоящих юридических процедур, связанных с оформлением контрактов, передачей и проверкой документов [4]. Технология дает возможность точно отслеживать движение средств, историю контрактов и передачу прав собственности, а также обеспечивает прозрачность заключения сделок.

Цифровая трансформация бизнес-процессов и, в частности, внедрение технологий распределенного реестра могут стать очень полезным инструментом для обеспечения целостности обмена данными, доверия, отслеживаемости и подотчетности [5]. В настоящее время технологии распределенного реестра широко известны как одни из прорывных инструментов, появившихся в новую цифровую эпоху, которые играют жизненно важную роль в поддержке трансграничных платежей и улучшении экосистемы цифровых платежей.

Таким образом, технологии распределенного реестра рассматриваются как одна из технологий для нового поколения корпоративных систем совместной работы, таких как энергетические системы, недвижимость, финансы, управление, здравоохранение и т. д.

Литература

- [1] Горбунова М.В., Омётов А.Я., Комаров М.М., Беззатеев С.В. Обзор проблем внедрения технологии распределенного реестра. Информационно-управляющие системы, 2020, № 2 (105), с. 10–19. DOI: <https://doi.org/10.31799/1684-8853-2020-2-10-19>
- [2] Помазкова Е.Е. Сравнительный анализ блокчейна и альтернативных технологий распределенного реестра. Международный журнал гуманитарных и естественных наук, 2019, № 4-2, с. 43–50. DOI: <https://doi.org/10.24411/2500-1000-2019-10749>
- [3] Мова Я.А. Технологии распределенного реестра в цифровой экономике, Международный журнал гуманитарных и естественных наук, 2020, № 5-2, с. 26–31. DOI: <https://doi.org/10.24411/2500-1000-2020-10491>
- [4] Санникова Л.В., Харитонов Ю.С. Новые технологии и право: современный правовой подход к технологии распределенного реестра. Актуальные проблемы российского права, 2019, № 4 (101), с. 62–69. DOI: <https://doi.org/10.17803/1994-1471.2019.101.4.062-069>
- [5] Дроговоз П.А., Ефимова Н.С., Калачанов В.Д. Оценка реализуемости производственных программ в авиационной промышленности. Вестник Московского государственного технического университета имени Н.Э. Баумана. Машиностроение, 2020, № 2 (131), с. 88–108. DOI: <https://doi.org/10.18698/0236-3941-2020-2-88-108>

УДК 338.2

Обзор методов описания и оценки атрибутов инноваций для устойчивого ведения космической деятельности

Бастамова Дарья Алексеевна

МГТУ им. Н.Э. Баумана

bastamova@inbox.ru

Яковлева Кристина Александровна

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Kristina-yakovleva2001@mail.ru

Рассматриваются атрибуты инноваций на примере российской и зарубежной аэро-космической промышленности в условиях VUCA-мира. Анализируется положение космической деятельности в России и приоритетные задачи ее инновационного развития. Особое внимание уделяется методологиям и способам оценки инновационных технологий, применяемым в отечественных организациях, а также рассматривается опыт зарубежных компаний.

Ключевые слова: атрибуты инноваций, VUCA-мир, ракетно-космическая промышленность, Technology Readiness Levels (TRL), уровень готовности технологии (УГТ)

Состояние космической деятельности — один из основных показателей развития и влияния России в современном мире, а также ее статуса как высокоразвитого государства в научном и техническом отношениях. На данный момент среди самых инновационных индустрий производство летательных и космических аппаратов занимает лидирующую позицию.

Как правило, в условиях неопределенности, непостоянства, сложности и неоднозначности, что и подразумевает под собой модель VUCA-мир, отрасли ракетно-космической промышленности концентрируются на внутреннем рынке для обеспечения стратегической безопасности и независимости страны космическими силами и средствами. Укрепление и развитие научно-технического потенциала требует непрерывного ведения инновационной деятельности, создания инновационных продуктов с высокой добавленной стоимостью, а также конкурентоспособных технологий и компонентов сложных технических систем, в частности в авиации.

Например, Госкорпорация Роскосмос подготовил программу инновационного развития на период 2019–2025 гг., где основной целью является повышение эффективности решения Госкорпорацией «Роскосмос» задач космической деятельности за счет создания инновационной продукции и производственных технологий, развития организационной инфраструктуры, а также взаимодействия с научно-техническим, предпринимательским и образовательным сообществами в соответствии с моделью открытых инноваций [1, 2].

Для анализа текущего состояния состояния разрабатываемых или приобретаемых технологий проводится оценка уровня готовности технологии (УГТ), цель которой стандартизация подходов к принятию решений в отношении дальнейшего развития конкретной разрабатываемой технологии или системы с ее применением [3].

В рамках такого подхода атрибуты, описывающие сущность инновации, способы реализации и причины ее введения, позволяют на начальных этапах выявлять и снижать риски, связанные с финансированием неперспективных или сложно реализуемых и убыточных проектов, так как при определении ценности инновации заинтересованная сторона обычно учитывает выгоды, связанные с затратами, с ее реализацией и

внедрением, а также с ценностью альтернативных продуктов, услуг, процессов, моделей, методов и т. д.

Ценность связана с удовлетворением потребностей и ожиданий, заявленных или незаявленных, что имеет неопределимое значение среди таких направлений космической деятельности как: разработка, производство и эксплуатация автоматических космических аппаратов, освоение космического пространства при помощи пилотируемых космических кораблей и обитаемых космических станций, предоставление услуг по запуску космических аппаратов для отечественных и иностранных заказчиков, создание и использование объектов наземной инфраструктуры [4, 5].

Проведение оценки уровня готовности технологии — это инструмент, который уже продолжительное время активно применяется на базе научных исследований NASA. В терминологии NASA данный способ оценки носит название Technology Readiness Levels (TRL). Каждый технологический проект оценивается по параметрам для каждого технологического уровня, а затем ему присваивается рейтинг TRL на основе прогресса, где уровень 1 — это оценка концепции, а уровень 9 — успешное и широкое использование. Оценка готовности технологий, производства, интеграции, системы обычно осуществляется на стадиях жизненного цикла, соответствующих замыслу, разработке, производству целевой технологии или системы [6].

В VUCA-мире потребность в организации и категоризации объектов инноваций для правильной оценки их ценности возрастает [7]. Это связано с повышением точности оценки эффективности инноваций в ракетно-космической отрасли [8].

Литература

- [1] Государственная корпорация по космической деятельности: официальный сайт. URL: <https://www.roscosmos.ru/> (дата обращения 28.11.2022).
- [2] Юсуфова О.М., Шиболденков В.А., Пономарёва Е.И. Анализ технологий управления производственными потребностями сложной системы в условиях неопределенности. Креативная экономика: электронный журнал, 2020, т. 14, № 5. с. 847–868. <https://elibrary.ru/item.asp?id=43057201> (дата обращения 28.11.2022).
- [3] ГОСТ Р 58048–2017. Трансфер технологий. Методические указания по оценке уровня зрелости технологий и. Москва, Стандартинформ, 2018, 37 с.
- [4] ГОСТ Р 56000–2021. Инновационный менеджмент. Основные положения и словарь. Москва, ФГБУ «РСТ», 2022, 40 с.
- [5] Беляков Г.П., Анищенко Ю.А., Сафронов М.В. Космическая деятельность: состояние, особенности и тенденции развития. Вестник сибирского государственного аэрокосмического университета имени академика М.Ф. Решетнева, 2016, т. 17, № 1, с. 218–222. <https://elibrary.ru/item.asp?id=25896753> (дата обращения 28.11.2022).
- [6] Баданов А.Ю., Рызванов Р.А. Адаптация лучших мировых практик по оценке уровней готовности технологий, уровней готовности интеграции, системного уровня готовности//Актуальные проблемы гуманитарных и естественных наук 2017. № 4-1. С. 71–82. <https://elibrary.ru/item.asp?id=28820387>(дата обращения: 28.11.2022). Режим доступа: Научная электронная библиотека eLIBRARY.RU.
- [7] Шиболденков В.А. Экономико-математическое моделирование нелинейных закономерностей в инновационной деятельности наукоемкого производства (на примере аэрокосмической отрасли). XLVI Академические чтения по космонавтике, посвященные памяти академика С.П. Королёва и других отечественных ученых — пионеров освоения космического пространства (Москва, 25-28 янв. 2022 г.): пространства: сб. тез. в 4 т. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2022, т. 2, с. 191–194.
- [8] Кашеварова Н.А. Анализ современного состояния концепции устойчивого развития космической деятельности. 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. 65–68.

УДК 347.454

Проблема определения момента завершения опытно-конструкторской работы для сторон договора

Белова Юлия Николаевна

julia_ast@mail.ru

АО «ВПК «НПО машиностроения»

Белицина Екатерина Владимировна

a7476@mail.ru

АО «ВПК «НПО машиностроения»

Цандер Яна Меркурьевна

janastr@mail.ru

АО «ВПК «НПО машиностроения»

Проанализирована проблема определения момента завершения опытно-конструкторской работы при досрочном достижении ее целей при поэтапном выполнении работ без сокращения или изменения порядка выполнения работы. Сделан вывод об отсутствии оснований для взыскания штрафных санкций с исполнителя при своевременном выполнении работ в установленные договором сроки в случае длительного согласования заказчиком отчетных документов.

Ключевые слова: *опытно-конструкторская работа, правовое регулирование, техническое задание, условия договора, просрочка исполнения обязательства*

В науке отмечается наличие ряда дискуссий в части отнесения договоров на выполнение опытно-конструкторских работ к договорам подрядного типа. Сторонники отнесения этих договоров к самостоятельному типу отмечают необходимость различать работы, выполняемые по договорам на выполнение ОКР, и работы, выполняемые по договору подряда.

Как верно отмечает Д.Б. Коротков, «если ОКРы имеют в качестве предмета решения задач, отвечающих критериям творчества и невозможности заблаговременного точного прогнозирования результата, то подрядные работы полностью прогнозируемы в части конечного результата» [1].

Заказчик, подтвердив, что цель договора ОКР исполнителем достигнута, как правило, отказывается оплачивать согласованную сторонами договора стоимость работ, мотивируя это тем, что работа в полном объеме, предусмотренном договором и техническим заданием, не выполнена. Таким образом, заказчик требует от исполнителя не только достижения целей договора, но и всего его поэтапного процесса, от первого до последнего этапа, без сокращения или изменения порядка выполнения работы.

По нашему мнению, подобное поведение заказчика может считаться недобросовестным и исполнитель, достигший цели договора ОКР, имеет право на оплату выполненных работ.

При этом в соответствии с положениями статьи 776 Гражданского Кодекса Российской Федерации (ГК РФ) [2] оплате подлежат даже не выполненные работы — если в ходе выполнения опытно-конструкторских работ обнаруживается возникшая не по вине исполнителя невозможность или нецелесообразность продолжения работ, то заказчик обязан оплатить понесенные исполнителем затраты.

Следующий момент. Условия договора могут быть составлены так, что момент завершения работ для заказчика и исполнителя будет не иметь однозначного толкования.

Необходимо помнить, что в силу статьи 777 ГК РФ исполнитель несет ответственность перед заказчиком за нарушение договоров на выполнение научно-исследовательских работ, опытно-конструкторских и технологических работ, если не докажет, что такое нарушение произошло не по вине исполнителя (пункт 1 статьи 401 ГК РФ).

Согласно условиям договора, срок выполнения работ обычно устанавливается до определенной календарной даты, а сроки приемки работ заказчиком могут быть установлены так, что исполнитель, в любом случае, будет считаться просрочившим исполнение договорного обязательства. Например, условие, которое ставит ответственность исполнителя в зависимость от срока подписания документов заказчиком, что дает возможность последнему злоупотреблять правом.

По нашему мнению, если работы по договору выполнены исполнителем в установленный договором срок и результаты переданы заказчику по акту сдачи-приемки, а длительность процесса сдачи-приемки работ зависела от воли заказчика, то оснований для назначения штрафных санкций не усматривается. Эта позиция подтверждается также и судебной практикой [3–5].

Литература

- [1] Коротков Д.Б. Достижение подрядчиком цели договора на выполнение опытно-конструкторских работ и технологических работ за счет выполнения меньшего объема работ, предусмотренного договором. *Ex iure*, 2018, № 4, с. 76–83.
- [2] Гражданский кодекс Российской Федерации (часть вторая) от 26.01.1996 № 14-ФЗ. Собрание законодательства РФ. 29 января 1996. № 5. URL: https://www.consultant.ru/document/cons_doc_LAW_9027/ (дата обращения 12.11.2022).
- [3] Постановление Арбитражного суда Московского округа от 02.12.2019 № Ф05-21093/2019 по делу № А40-273616/2018. URL: <https://www.consultant.ru/cons/cgi/online.cgi?req=doc&base=AMS&n=338091#3nPjUVTMSx6YMwvn> (дата обращения 12.11.2022).
- [4] Постановление Арбитражного суда Московского округа от 21.11.2019 № Ф05-19688/2019 по делу № А40-213482/2018. URL: <https://www.consultant.ru/cons/cgi/online.cgi?req=doc&base=AMS&n=337270#V7ijUVTohtzfc92q1> (дата обращения 12.11.2022).
- [5] Постановление Арбитражного суда Московского округа от 24.12.2019 № Ф05-23167/2019 по делу № А40-273636/2018. URL: <https://www.consultant.ru/cons/cgi/online.cgi?req=doc&base=AMS&n=340693#ufqjUVTcYqgZWHCK> (дата обращения 12.11.2022).

УДК 629.783

Метод адаптивного оценивания и управления при реализации высокотехнологичных проектов аэрокосмической промышленности

Василевский Валерий Владимирович

echinops777@rambler.ru

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Исследована проблема повышения эффективности управления проектами создания изделий аэрокосмической техники на основе использования технологических инноваций и разработок. Предложен подход к решению задачи синтеза системы управления на основе сбора, статистической обработки и оценивания проектной и эксплуатационной информации. Разработан алгоритм статистического адаптивного оценивания состояния изделий аэрокосмической техники в процессе проектирования путем восстановления функции апостериорной плотности распределения параметров и идентификации с учетом получения условий оптимальности выбора параметра полосы пропускания и базовой функции (ядра) на основе принципа расширения.

Ключевые слова: непараметрический метод, плотность вероятности, ядерная оценка, полоса пропускания, принцип расширения, адаптивный алгоритм

Особенность современного этапа развития перспективных образцов аэрокосмической техники (АКТ) состоит в том, что технические характеристики большинства выпускаемых изделий достигли своих предельных значений в рамках используемых схемных и технологических решений. Новые виды АКТ в настоящее время находятся на начальных этапах создания и требуют существенного технологического совершенствования, применения специфических стратегических материалов и информационных технологий.

В этих условиях на предприятиях аэрокосмической промышленности осуществляется создание научно-технологического задела и непрерывное внедрение технологических инноваций, являющихся базой для новых разработок и производств, получения соответствующего технического и социально-экономического эффекта в процессе практической реализации проектов АКТ.

Программы разработки и внедрения технологических инноваций при создании перспективных образцов АКТ могут рассматриваться как сложные системы иерархического характера, предусматривающие решение проблем совершенствования механизмов программно-целевого планирования и контроля, создания адекватных систем управления проектами на основе методов статистического анализа и оценивания [1, 2].

В настоящей работе исследуются возможности создания систем управления качеством продукции аэрокосмической промышленности в процессе внедрения технологических инноваций и разработок на основе методов статистического адаптивного оценивания и управления [3, 4].

Основными факторами, определяющими статистический характер показателей качества высокотехнологичных изделий АКТ, создаваемых на предприятиях аэрокосмической промышленности, являются:

- не в полном объеме сформирован научно-технологический задел предприятий;
- недостаточно отработан необходимый комплекс базовых технологий;
- отсутствует или недостаточно развита отечественная сырьевая база, необходимая для производства соответствующим материалов и электронных компонентов с заданными свойствами;
- наличие ресурсных ограничений для производства соответствующих материалов и электронных компонентов в заданные сроки.

Для учета влияния перечисленных факторов, повышения состоятельности и достоверности получаемых оценок качества изделий АКТ исследуется построение модели системы управления качеством продукции стохастического типа на основе использования методов статистического непараметрического оценивания данных на прогнозные периоды времени реализации проектов и вероятностного критерия оптимальности полученных оценок качества.

Использование метода статистического непараметрического оценивания и восстановление апостериорной плотности вероятности распределения оценок означает оценивание функции многих переменных, определяющих вектор параметров качества (вектор состояния) АКТ при внедрении технологических инноваций и разработок.

Основная идея используемого подхода — использование статистического нелинейного фильтра, реализующего адаптивный алгоритм оценивания и идентификации видеоинформации с учетом возможности оптимальности получаемых оценок на основе использования принципа расширения при аномальности задач.

Основная идея используемого подхода для получения состоятельных и достоверных оценок состояния проекта АКТ — разработка и использование моделей прогнозного оценивания статистического типа на основе накопления и совместной обработки данных по типовым проектам АКТ, реализуемых на основе базовых и новых технологий в текущем периоде времени с учетом программно-целевых плановых параметров технических заданий.

Модель системы оценивания и управления качеством продукции можно представить двумя подсистемами: объект АКТ, создаваемый на основе процесса технологических инноваций, и информационно-измерительную систему предприятия, обеспечивающей сбор, обработку и оценивание показателей качества — вектора состояния изделий АКТ [2, 3].

Объект АКТ, в соответствии с техническим заданием на его разработку, рассматривается как стохастическая динамическая система, которая в фиксированные плановые моменты времени работ характеризуется расширенным вектором состояния, компонентами которого являются плановые значения затрат ресурсов, функциональных и эксплуатационных характеристик изделия.

С учетом возможностей оперативного изменения значений функциональных и эксплуатационных показателей качества проекта АКТ, связанных с наличием научно-технологического задела при использовании технологических инноваций и разработок, а также степени отработки базовых технологий, представляется его описание в виде некоторого дискретного процесса изменения вектора состояния объекта АКТ при реализации соответствующих этапов проекта. В настоящей работе рассматривается следующая последовательность выполнения высокотехнологичного проекта: научно-исследовательские работы; опытно-конструкторские работы; летно-конструкторские испытания опытного образца; подготовка и серийное производство изделий АКТ; штатная эксплуатация изделий АКТ.

Наиболее полной вероятностной характеристикой расширенного вектора состояния объекта АКТ является упорядоченная совокупность взвешенных (ненормированных) плотностей распределения вектора показателей качества. В обеспечение состоятельности и достоверности оценок прогноза вектора состояния АКТ с учетом последовательности реализации проекта при внедрении технологических инноваций и разработок используются также вероятностные показатели оценивания.

Вектор состояния объекта АКТ в процессе реализации проекта измеряется косвенно, со случайными ошибками с учетом используемых средств измерений и контроля. По данным контроля и измерений показателей качества продукции необходимо получить оценку вектора состояния объекта АКТ в соответствии с некоторым критерием оптимальности.

Модель информационно-измерительной системы оценки качества изделий АКТ при реализации проекта представляется уравнением, в котором первое слагаемое описывает точные измерения, а второе характеризует погрешности измерений состояния объекта [2, 3].

Требуется в моменты дискретного времени по результатам всех доступных к этому моменту блочных измерений получить вектор адаптивных оценок максимального правдоподобия (апостериорных оценок) состояния изделия АКТ и принятия решения на основе гарантирующего (доверительного) критерия оптимальности [4].

Получено выражение для оценивающего функционала объекта исследования, которое задает связь вход-выход синтезируемого статистического нелинейного фильтра системы обработки и управления, преобразующего входной сигнал в выходной сигнал оценки его состояния при идентификации.

Задача оценивания вектора состояния изделий АКТ в процессе реализации проекта на текущие и прогнозные моменты времени состоит в нахождении оценок функциональных и эксплуатационных характеристик изделий по результатам контроля и измерений, накопленных к текущему моменту времени.

Проблемой применения оптимальных алгоритмов обработки и оценивания, помимо их сложности, является отсутствие полной априорной информации о параметрах моделей и вероятностных характеристиках возмущений. Кроме того, оптимальные методы фильтрации и оценивания являются весьма чувствительными даже к незначительным отклонениям от принятых допущений и ограничений, в условиях которых они были получены. Данные обстоятельства явились причиной исследования возможностей адаптивного статистического метода оценивания информации, которые основаны на восстановлении неизвестных стохастических параметров модели АКТ [1, 4].

Решение данной стохастической задачи можно свести к более простой детерминированной задаче отыскания частного минимума функции потерь, используя непараметрический метод оценивания апостериорной плотности распределения данных состояния изделий АКТ на основе алгоритма адаптивной обработки информации, полученной в процессе измерений и контроля качества продукции и технологических процессов [3, 4].

Функцию условного риска и оптимальную статистическую оценку вектора состояния изделия АКТ находим при выборе квадратичной функции потерь функцию.

Непараметрический способ оценки максимального правдоподобия позволяет решить задачу фильтрации (сглаживания) данных, основываясь на вычислении ядерной оценки плотности конечной совокупности их выборок.

Известные методы вычислений оценок плотности вероятности основаны на использовании некоторых типов базовых функций (одномерных ядер), пригодных для

фильтрации данных: ядро Епанечникова; ядро Гаусса; ядро универсальное; ядро прямоугольное; косинус-ядра и другие [4, 5].

Полоса пропускания является управляемым параметром, который оказывает существенное влияние на результат сглаживания оценок плотности вероятности, определяя структуру выбросов ядерной оценки апостериорной плотности вероятности распределения и величину дисперсии случайного процесса. Поскольку полоса пропускания не фиксируется в процессе фильтрации, реализуется метод адаптивной ядерной оценки апостериорной плотности вероятности распределения

Однако прямое использование известных классических методов математической теории оптимального оценивания при обработке сопряжено с проблемой решения так называемых аномальных экстремальных задач. По этой причине для нахождения экстремума значений полосы пропускания и ядерной оценки плотности распределения данных воспользуемся позициями теории принципа расширения [5].

Полученные оценки функции апостериорной плотности вероятности случайного поля изображения с учетом типа базовой функции ядра и параметра полосы пропускания являются адаптивными оценками, а соответствующий алгоритм обработки — адаптивным алгоритмом фильтрации и оценивания [3, 4].

Синтез алгоритма адаптивного оценивания основан на представлении его в виде стохастической системы, которую можно решить с помощью методов статистических испытаний [4].

Адаптивный алгоритм фильтрации и оценивания спектрально-временной видеоинформации при реализации многоканальной обработки значений характеристик изделия АКТ представляет собой статистический фильтр, выполняющий вычислительные процедуры в следующем порядке:

- восстановление функции апостериорной плотности распределения;
- нахождение оптимальных оценок параметра полосы пропускания и базовой функции (ядра) на основе принципа расширения;
- идентификация состояния исследуемого объекта.

Для апробации предлагаемого подхода, оценки адекватности и точности используемой модели системы управления качеством изделий АКТ разработан программный модуль, реализующий алгоритм получения адаптивных статистических оценок на тестовой задаче анализа и прогнозирования показателей качества аэрокосмической системы мониторинга, реализующей технологию многоканальной обработки получаемой видеоинформации. Построение в процессе статистического моделирования функции апостериорной плотности вероятности оценок распознавания объектов наблюдения определяет искомое оценивание вектора состояния объекта АКТ с учетом накопления к текущему моменту времени данных [3, 4].

Уровень готовности научно-технологического задела для внедрения технологических инноваций и разработок при создании перспективных образцов АКТ является мерой, которая может быть использована для формирования и ведения банка данных информационной системы предприятий.

Вместе с тем необходимо учесть то обстоятельство, что технологические разработки для их внедрения в создаваемые образцы АКТ требуют экспериментальной отработки, испытаний и контроля с нарастающими требованиями. По этой причине необходима разработка их виртуальных моделей в виде динамических стохастических систем, обеспечивающих внесение оперативных дополнений и изменений, а также получение искомых оценок показателей качества изделий АКТ на каждый те-

кущий и прогнозный моменты времени на основе статистических методов оценивания и фильтрации данных.

Литература

- [1] Василевский В.В. Научно-методическое обеспечение управления проектами аэрокосмических систем мониторинга с учетом оценок технико-экономических рисков. XLII Академические чтения по космонавтике, посвященные памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых — пионеров освоения космического пространства: сб. тез. в 2 т. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2019, т. 1, с. 166–167.
- [2] Василевский В.В. Модель аэрокосмической системы дистанционного зондирования Земли с учетом рисков импортозамещения. К.Э. Циолковский и этапы развития космонавтики. Матер. 52-х Науч. чт. памяти К.Э. Циолковского. Калуга, Эйдос, 2017, 429 с.
- [3] Василевский В.В. Адаптивное минимаксное оценивание видеоинформации в задачах аэрокосмического мониторинга. Электронная техника. Сер. 2. Полупроводниковые приборы, 2020, вып. № 1 (256), с. 27–32.
- [4] Пугачев В.С., Сеницын И.Н. Теория стохастических систем. Москва, Логос, 2004, 1000 с.
- [5] Гурман В.И. Принцип расширения в задачах управления. Москва, ФИЗМАТЛИТ, 1997, 288 с.

УДК 338.45

Анализ потребности российской ракетно-космической отрасли в импортозамещении электронной компонентной базы и дефицита кадров высшей категории в условиях санкционных ограничений

Вашлаев Андрей Дмитриевич

a.d.vashlaev@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Рассмотрена проблема зависимости отечественной высокотехнологичной продукции от поставки импортных комплектующих, вопросы импортозамещения и дефицита кадров на российских предприятиях ракетно-космической отрасли. Оценены перспективы оперативного решения рассматриваемых проблем. Актуальность темы обусловлена политической и экономической конъюнктурой РФ в реалиях 2022 года. Практическая ценность результатов, полученных в рамках исследования, заключается в возможности практического применения предложенных вариантов решения рассматриваемой проблемы.

Ключевые слова: кадровое обеспечение, ракетно-космическая отрасль РФ, импортозамещение, электронная компонентная база, локализация производства

Актуальность проблемы обеспечения российской ракетно-космической отрасли квалифицированными кадрами и импортозамещения электронной компонентной базы

Ракетно-космическая отрасль в Российской Федерации на сегодняшний день является одной из наиболее развитых в технологическом плане. Для достижения долгосрочных целей по освоению космического пространства, в том числе среднего и дальнего космоса, а также вывода на околоземную орбиту перспективных космических аппаратов как гражданского, так и военного назначения, в совокупности с необходимостью обеспечения международного престижа и конкурентоспособности отечественных ракетно-космических разработок необходимо не только поддерживать работоспособность этой высокотехнологической отрасли в ее текущем состоянии, но и всесторонне развивать и, что не менее важно, реализовывать на практике новые перспективные и коммерчески успешные космические проекты. Очевидно, что осуществление технологического развития этого направления невозможно без обучения кадров высшей категории по соответствующим образовательным направлениям, а также без обеспечения импортонезависимой материально-технической базы.

Современные технологические решения в отечественной ракетно-космической отрасли базируются на технологиях еще советской школы космического ракетостроения. Фундамент, заложенный пионерами космической гонки в лице советских ученых-инженеров, и по сей день используется большей частью мировых государственных и частных космических компаний [1]. Не вызывает сомнений, что проблемы кадрового голода для космической отрасли в Советском Союзе не существовало. Профессия инженера-конструктора считалась престижной, образ советского ученого романтизировался в существовавших на тот момент средствах массовой информации. Популярность профессии также определялась восхищением достижениями СССР

практически во всех сферах экономики — от промышленности до сельского хозяйства, и космос в этом плане не был исключением. Не последнюю роль при выборе профессии инженера играли относительно высокая заработная плата и возможность приобщиться к работе, связанной с космосом [2].

Существенное ухудшение ситуации с кадровым обеспечением ключевых экономических отраслей началось с наступлением последнего десятилетия XX века. В Российской Федерации, ставшей основным с точки зрения правопреемственности, но не единственным в технологическом плане, наследником Советской России популярность инженерных профессий значительно сократилась. По некоторым данным финансирование ракетно-космической отрасли в этот период времени сократилось практически на 80%, что не могло не сказаться на возможностях отраслевых предприятий в кадровом обеспечении. Иными словами, за снижением объемов государственного финансирования последовали не только массовые сокращения, но и ликвидации целых заводов, НИИ (научно-исследовательских институтов) и конструкторских бюро. Наблюдалась также крайне положительная динамика оттока кадров в другие страны — более перспективные с точки зрения квалифицированного инженера советской школы как в технологическом, так и в финансовом плане [3]. Сегодня престиж и популярность инженерных профессий значительно возрос по сравнению с показателями конца 90-ых, а также начала и середины 2000-х годов. Однако, необходимо отметить, что текущее предложение на рынке труда по кадрам высшей категории в соответствующих отраслевых направлениях все еще значительно отстает от аналогичных показателей советского периода. Так, в октябре 2022 года Минтруда в очередной раз заявил о нехватке кадров в России, подчеркивая, что работодатели промышленных предприятий сталкиваются с крайне серьезной нехваткой персонала, несмотря на рекордно низкий уровень безработицы в РФ в аналогичном периоде [4]. Данную проблему подтверждает опрос представителей промышленности, проведенный Институтом экономической политики им. Е.Т. Гайдара [5].

Другой актуальной проблемой для современной промышленности ракетно-космической отрасли является серьезная зависимость от материальных и технических средств импортного производства, включая особенно острый дефицит специализированной электронной компонентной базы [6]. По словам заместителя председателя Правительства Российской Федерации Ю.В. Борисова в вопросах импортозамещения ГК «Роскосмос» оказалась в более выгодных позициях, чем другие крупные отрасли промышленности страны, так как до 1990-х годов практически вся космическая техника собиралась из отечественных компонентов [7]. Однако если в сфере ракетного двигателестроения такое положение дел на сегодняшний день отчасти сохраняется, то в отдельных случаях количество импортных электронных комплектующих может достигать достаточно большого количества от общего числа используемых полупроводников. По словам Экс-заместителя руководителя Федерального агентства связи И.Н. Чурсина доля электронных компонентов в отечественных спутниках на 2018 год составляла до 70 %. При этом, отмечается, что в отдельных случаях до 10% иностранных комплектующих ежегодно удавалось импортозамещать на отечественные аналоги. В реальности же с 2015 по 2018 гг. импортная составляющая, например, в спутниках связи снизилась лишь с 75 до 70 % за трехлетний срок [8].

Таким образом, на 2022 год проблемы обеспечения профильных предприятий инженерными кадрами и вопрос импортозамещения все еще остается актуальным.

Перспективы решения проблемы замещения импортной материально-технической базы и дефицита квалифицированных кадров

До 2022 года импортозамещение продвигалось достаточно медленно в большинстве отраслей экономики России по ряду причин, большая часть из которых была связана с ожидаемой сложностью процесса создания новых или развитием существующих отраслей в тех направлениях, в развитии которых нуждается ракетно-космическая отрасль и другие отрасли прежде всего. Сегодня, в отечественных технологических решениях используются комплектующие из США, Европы и некоторых стран Азии. С 2014 года поставки электроники военного и условно гражданского, в том числе космического, назначения из Соединенных Штатов Америки находится под запретом ввиду проводимой американским правительством санкционной политикой. С 2022 года под запретом оказались также поставки из стран Европейского союза. В этой связи необходимо искать альтернативу более недоступной западной продукции.

На сегодняшний день возможности России по оперативному замещению повсеместно используемых иностранных компонентов крайне ограничены. Для сохранения текущих темпов развития промышленности и обеспечения непрерывности уже налаженных производственных процессов в краткосрочной перспективе необходимо в первую очередь обеспечить поставку требуемых материалов, в том числе европейского и американского производства, по альтернативным каналам поставки, включая различные варианты параллельного импорта, так как в столь короткие сроки создать целые промышленные отрасли экономики невозможно не только в связи с необходимостью огромных инвестиций, но и по причине крайне низкой развитости ряда базовых отраслей машиностроения, необходимых для формирования инфраструктурных условий возникновения новых технологических направлений. К одной из таких наиболее пострадавших в период 1990-х годов и, как следствие, сильно отставших от современных мировых стандартов базовых отраслей можно отнести станкоинструментальную промышленность. При этом, отставание наблюдается не только в сфере производства высокоточных станков для производства, например, электронных вычислительных компонентов, но и достаточно примитивных в технологическом плане станков. Таким образом, в связи с невозможностью оперативного решения данной проблемы единственным верным решением может быть закупка комплектующих из союзных и дружественных стран с постепенным наращиванием темпов локализации соответствующих производств. Аналогичным образом проблему санкционных ограничений в свое время решил Иран, и, как показывает практика, такой подход оказался достаточно эффективным. Несмотря на незначительное снижение санкционного давления со стороны США в 2015 году в рамках заключенной с Ираном «ядерной сделки», на 2022 год страна все еще остается под действием большого числа санкционных ограничений. Тем не менее, даже в таких обстоятельствах Ирану удалось наладить локальное крупносерийное производство беспилотных летательных аппаратов (БПЛА), не уступающих по ряду параметров лучшим мировым аналогам. При этом, как показала экспертиза остаточных элементов отдельных видов летательных аппаратов иранской сборки, полученных в ходе их крайне эффективного боевого применения, значительную часть микросхем составляют чипы производства таких стран, как США и Германия. Что прямо указывает на поставку этих электронных компонентов в страну посредством параллельного импорта.

Аналогичным образом многие отечественные летательные аппараты, включая спутники, ожидаемо зависят от электронной компонентной базы западных поставщи-

ков. Но, как показывает практика, даже в условиях жестких санкционных ограничений создать и поддерживать массовое серийное производство подобной продукции возможно. Для этого в приоритетном порядке необходимо провести оценку зависимости отдельных компонентов отечественной продукции от импорта, затем в краткосрочной перспективе обеспечить параллельный импорт таких компонентов и параллельно осуществлять локализацию производств тех электронных компонентов, закупка которых в союзных и дружественных странах в наибольшей степени затруднена или невозможна. Важную роль в решении данной проблемы также должна сыграть государственная поддержка наиболее уязвимых к санкциям отраслей — необходимы стимулирование НИОКР и поддержка тех инновационных проектов, которые в первую очередь будут закрывать потребность отраслевых компаний в производстве отечественных аналогов импортной продукции.

Решение второй насущной проблемы — дефицита квалифицированных кадров на промышленных предприятиях в условиях санкционных ограничений также возможно. Необходимо дальнейшее стимулирование и комплексная государственная поддержка системы профессионального и высшего образования, подготовки квалифицированных сотрудников для нужд отраслевых предприятий. Значительную роль в этом вопросе должна сыграть государственная программа «Приоритет 2030», успешная реализация которой позволит направить необходимые ресурсы на достижение национальных целей развития страны в ближайшей перспективе.

Заключение

Несмотря на наличие определенных сложностей с поиском альтернатив труднодоступным в реалиях 2022 года иностранным комплектующим, в совокупности с наметившимся в последние десятилетия дефицитом квалифицированного персонала по целому ряду отраслевых направлений, у России есть возможность сохранить темпы развития промышленности, в том числе в ракетно-космической отрасли. Для этого необходимо в оперативном порядке определить новые каналы поставок по модели параллельного импорта для незаменимых в краткосрочной перспективе материалов и электронных компонентов. При этом, крайне важно обеспечить параллельную локализацию производств тех видов продукции, риск непоставки которых может иметь наиболее негативный эффект для отечественных промышленных предприятий. Отдельно необходимо подчеркнуть важность государственной всесторонней поддержки для решения актуальных проблем, в том числе с обеспечением отраслевых организаций кадрами высшей категории. На текущий момент времени ситуация остается контролируемой, у России есть все заделы на мировое лидерство по ключевым востребованным направлениям экономической деятельности, но достижение запланированных целей возможно только при совместных усилиях всех участников экономических отношений.

Литература

- [1] Космонавтика России и СССР. Сайт аналитического агентства Tadviser. URL: <https://www.tadviser.ru/a/567010> (дата обращения 12.12.2022).
- [2] Власенко А.В., Задунова А.Э., Пацук О.В. Перспективы развития ракетно-космической отрасли в России. Экономика и управление в XXI веке: тенденции развития»: XXXIV Междунар. науч.-практ. конф. Новосибирск, Нов. гос. тех. ун-т, 2017, с. 161–163.

-
- [3] Власенко А.В., Пацук О.В., Клешина И.А., Торгашин А.С., Козловская Е.Б. Проблемы дефицита квалифицированных кадров инженерно-технических специальностей в отечественной ракетно-космической отрасли. МНИЖ, 2021, № 2-2 (104). URL: <https://cyberleninka.ru/article/n/problemy-defitsita-kvalifitsirovannyh-kadrov-inzhenerno-tehnicheskikh-spetsialnostey-v-otechestvennoy-raketno-kosmicheskoy-otrasli> (дата обращения 12.12.2022).
- [4] Нехватка кадров в России. Новостное агентство Лента РУ. URL: <https://lenta.ru/news/2022/10/17/deficit/> (дата обращения 12.12.2022).
- [5] Отток кадров на промышленных предприятиях. Официальный сайт Института экономической политики имени Е.Т. Гайдара. URL: <https://www.iep.ru/ru/kommentarii/sergey-tsukhlopredpriyatiya-obespokoeny-ottokom-kadrov-na-fone-chastichnoy-mobilizatsii.html> (дата обращения 12.12.2022).
- [6] Санкциям вопреки. Импортозамещение в отрасли. Официальный сайт АО «Российские космические системы». URL: <https://russianspacesystems.ru/2022/06/07/sankciyam-vopreki/> (дата обращения 12.12.2022).
- [7] Борисов оценил импортозамещение в Роскосмосе. Новостное агентство РЕГNUM URL: <https://regnum.ru/news/economy/3601948.html> (дата обращения 12.12.2022).
- [8] Российским спутникам необходим технологический прорыв. Новостная газета «ВЗГЛЯД». URL: <https://vz.ru/economy/2018/4/24/918833.html> (дата обращения 12.12.2022).

УДК 338.28

Влияние отклонений продолжительности отдельных работ проекта на сроки и затраты по его реализации

Володин Сергей Владленович

s_volodin@bk.ru

Московский авиационный институт (национальный исследовательский институт)

Володина Светлана Алексеевна

volodinas153@inbox.ru

Московский авиационный институт (национальный исследовательский институт)

На сроки реализации любого проекта влияет совокупность ряда внешних и внутренних факторов, многие из которых носят случайный характер. Это приводит к отклонениям продолжительности отдельных работ и операций в диапазоне от минимальных до максимальных значений, а также сроков выполнения проекта от номинального значения. Нарушается исходная структура сетевых графиков — в частности, при уменьшении сроков выполнения проекта повышается текущее расходование ресурсов и может вырасти число критических путей. При увеличении сроков выполнения проекта, как правило, растут затраты. Данное обстоятельство может не полностью зависеть от проектировщика, но, тем не менее, требует оценки возможного влияния случайных факторов на сроки и затраты.

Ключевые слова: генератор случайных чисел, критический путь проекта, метод Монте-Карло, сетевое планирование, факторы внешнего окружения, факторы внутренней среды

Опыт проведения опытно-конструкторских работ (программ приобретения), связанных с разработкой аэрокосмической техники при недостаточном уровне готовности технологий, показывает, что среднее превышение сроков создания высокотехнологичных изделий по сравнению с номинальной оценкой составляет 1,9 раза, рост стоимости разработки в среднем — 40 %, а стоимость закупки серийных образцов — 20 % [1].

Предметом исследования является влияние случайного отклонения сроков отдельных работ на затраты в коммерческом проекте с частичной государственной поддержкой. В качестве объекта исследования выбран пример воздушного судна по классификации Aircraft Type ICAO: L2J (сухопутный, двухдвигательный, турбореактивный) в различных модификациях вместимостью 8-19 пассажиров в зависимости от дальности полета. Исходными данными являются статистические данные по диапазонам продолжительности выполнения отдельных стадий разработки летательных аппаратов данного класса.

Метод исследования: Монте-Карло с использованием генератора случайных чисел для изменения в определенных диапазонах продолжительности выполнения отдельных стадий проекта.

Существует ряд факторов, влияющих на отклонения сроков реализации проекта. К факторам внешнего окружения проекта относятся согласованность интересов стейкхолдеров (вероятность переопределения целей и средств) и своевременность обеспечения проекта внешними ресурсами (заемные средства, материалы и комплектующие) [2, 3]. К факторам внутренней среды проекта относятся применяемые техно-

логии, график рабочего времени, полнота идентификации работ проекта на начальном этапе сетевого планирования, характеристики персонала (квалификация, мотивация, стаж работников и их демографические характеристики), а также результирующие характеристики команды проекта (опыт работы, корпоративная поддержка, стадия развития команды и командные роли участников) [2].

Допущения, принятые в исследовании, обоснованы в работе [3] и включают следующее:

- отсутствие существенных противоречий между стейкхолдерами проекта (фиксированное целеполагание; непрерывный процесс реализации);
- возможность исчерпывающей идентификации работ и операций проекта на начальном этапе сетевого планирования (незначительные отклонения в иерархической структуре работ в сторону повышения компенсируются управленческими резервами времени и финансов);
- своевременность обеспечения внутренними (финансы и персонал корпорации) и внешними (конструкционные материалы, полуфабрикаты и комплектующие) ресурсами;
- стабильность цен на материалы и комплектующие;
- постоянство накладных расходов и страховых взносов в течение всего проекта по отношению к фонду оплаты труда персонала.

Перечисленные выше факторы вносят дополнительный вклад в вариации сроков и себестоимости разработки и являются предметом отдельных исследований.

В результате предварительных расчетов рассматриваемого проекта получен сетевой график и на его основе базовая диаграмма Ганта и соответствующие сроки и затраты на разработку воздушного судна.

В рамках данного исследования выполнено 200 расчетов с применением генератора случайных чисел для определения отклонения сроков выполнения работ и операций проекта. Получены различные варианты «длинных» и «коротких» общих сроков реализации проекта.

При удлинении сроков реализации проекта общей ситуацией является наличие лишь одного критического пути, но возможно разное сочетание присутствующих на нем работ и операций. При сокращении сроков реализации проекта становится реальным возникновение нескольких критических путей в различных конфигурациях. По результатам расчетов для рассматриваемого проекта с номинальной продолжительностью 28 кварталов (7 лет) теоретически возможный диапазон изменения сроков реализации составляет 16–45 кварталов (4,00–11,25 лет) – при одновременном уменьшении или увеличении продолжительности каждой работы (операции) в одну сторону, вероятность чего близка к нулевой. По результатам многочисленных расчетов — этот диапазон времени составляет 22–36 кварталов (5,5–9,0 лет). Это является близкими значениями к практически реализованным программам самолетов данного класса (от принятия решения о начале разработки к началу эксплуатации).

В работе определены частота и распределение сроков разработки проекта, а также распределение затрат на разработку в зависимости от числа расчетов.

При отработанных применяемых технологиях и установленном графике рабочего времени ключевыми мягкими факторами влияния на продолжительность работ являются характеристики персонала и команды проекта [4].

Отклонения от ожидаемого значения срока реализации проекта при реалистичных допущениях могут составлять $-11,4...+13,5$ %. Отклонения от ожидаемого значения затрат составляют $-13,0...+14,2$ %.

Полученные в результате аналогичных расчетов значения отклонений сроков и затрат от номинальных значений могут применяться для оценки управленческих резервов времени и затрат в проекте.

Литература

- [1] Панков С.Е. О необходимости создания опережающего научно-технического задела для разработки новых образцов ВВСТ как основы эффективно управления их жизненным циклом. Управление созданием научно-технического задела в жизненном цикле высокотехнологичной продукции. Сб. докл. II науч.-практ. конф. Москва, 2017, с. 15–20.
- [2] Володина С.А., Володин С.В. Менеджмент: избранные разделы. Москва, УЦ «Перспектива», 2014, 140 с.
- [3] Володин С.В. Управление сроками, стоимостью и результатами наукоемких программ: на примере аэрокосмической отрасли. Москва, URSS, 2015, 176 с.
- [4] Dietrich E. Koelle. Handbook of cost engineering for space transportation systems (Revision 2) With TRANSCOST 7.2. Statistical-Analytical Model for Cost Estimation and Economical Optimization of Launch Vehicles. Report no. TCS-TR-184, 284 p.
Optimization of Launch Vehicles. Report No. TCS-TR-184. – 284 p.

УДК 347.1

Перспективы применения кластерного подхода для развития государственно-частного партнерства в ракетно-космической промышленности

Герцик Юрий Генрихович

ygerzik@gmail.com

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Омельченко Ирина Николаевна

egorlacheva@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Представлены результаты анализа целесообразности формирования и развития механизмов государственно-частного партнерства с целью создания на принципах такого партнерства интегрированных производственно-корпоративных структур, в том числе в области российской ракетно-космической промышленности. Определен недостаточный уровень развития соответствующей нормативно-правовой базы, а также несоответствие ее требований к формированию и функционированию в рассматриваемой отрасли глобальных цепочек производства, обеспечивающих ее конкурентоспособность. Подчеркивается актуальность устойчивого развития ракетно-космической отрасли для экономики страны в целом и обосновывается необходимость более широко внедрения для достижения этой цели механизмов государственно-частного партнерства при создании кластерных структур инновационного и промышленного типа.

Ключевые слова: *государственно-частное партнерство, устойчивое развитие, предприятия ракетно-космической промышленности, инновационные и промышленные кластеры*

Введение

Развитие российской ракетно-космической промышленности (РКП), как одной из наиболее высокотехнологичных отраслей, обеспечивающих научно-технический прогресс в масштабах страны, обуславливает заинтересованность государства в совершенствовании существующих и разработке новых механизмов повышения ее эффективности при решении народно-хозяйственных задач и обеспечения конкурентоспособности как на внутреннем, так и на мировом рынках [1, 2].

С учетом новой экономической реальности, вопрос развития и внедрения механизмов государственно-частного партнерства (ГЧП) может стать еще более актуальным для рассматриваемой отрасли РКП, поэтому авторам представляется важным обозначить основные понятия и отраслевую специфику такого партнерства для определения эффективных направлений его реализации в современных условиях с применением кластерного подхода, что и является целью данной работы.

Материалы и методы

Для достижения указанной выше цели, авторы провели библиографический поиск, анализ и синтез результатов исследований российских ученых, а также законодательных и нормативно-правовых документов в области развития РКП.

Результаты и обсуждение

Вопросы развития экономического и правового взаимодействия государственных структур и частного сектора в форме ГЧП представляют важную научно — практическую задачу во всем мире, включая Российскую Федерацию [3–5].

В настоящее время основой для реализации ГЧП в России являются Конституция, Гражданский и Бюджетный Кодексы, а также ряд федеральных законов, основным из которых является Федеральный закон от 13.07.2015 года №224-ФЗ «О Государственно-частном партнерстве, муниципально-частном партнерстве в Российской Федерации» (далее — закон о ГЧП). В нем приводится следующее определение ГЧП, как партнерства юридически оформленного на определенный срок и основанного на объединении ресурсов, распределении рисков сотрудничество публичного партнера с одной стороны и частного партнера с другой стороны, которое осуществляется на основании соглашения о ГЧП, заключенного в соответствии с федеральным законом о ГЧП в целях привлечения в экономику частных инвестиций, обеспечения органами государственной власти и органами местного самоуправления доступности товаров, работ, услуг и повышения их качества.

Анализ [6] показал, что основными критериями эффективности ГЧП являются как длительность партнерства, так и разделение рисков, обязанностей, затрат и доходов. При этом, ГЧП позволяет государству полностью или частично переложить на частного партнера обязательства по финансированию создания объекта инфраструктуры, разделить или полностью передать частному партнеру риски удорожания строительства, качества проведенных строительных работ, несоблюдения сроков ввода объекта в эксплуатацию, качества технического обслуживания, риски выручки и пр.

Значимость развития партнерства государства и частного бизнеса подтверждается и динамикой финансирования проектов ГЧП в Российской Федерации. В частности, анализ открытых источников конкурсных торгов показал, что в 2020 году общий объем финансирования проектов ГЧП составил 363,9 млрд руб., из которых объем частных инвестиций оценивался в 211,3 млрд руб. При этом, в 2021 общий объем инвестиций в ГЧП-проекты составил более 414,8 млрд руб. (+12 % по отношению к 2020 году), из них частных — не менее 344,1 млрд руб. (+39 % по отношению к 2020 году) [7].

Эти показатели делают привлекательным применение технологий ГЧП и в сфере РКП, в том числе с применением кластерного подхода. Ряд авторов отмечают, что создание инновационных кластеров способно привести к росту возникновения стартапов и в целом повышению инновационной составляющей в рассматриваемой отрасли [2, 5].

В этой связи, с учетом основного условия формирования ГЧП в рыночных условиях — взаимовыгодности и взаимосвязанности интересов партнеров при выполнении комплексных проектов, возможно рассматривать ГЧП как механизм, способствующий формированию инновационных и промышленных кластеров. В первом случае речь идет об интегрированных структурах, которые формируются, как правило, на базе передовых научно-исследовательских центров или университетов, выступающих в качестве центров компетенций, организаций-координаторов деятельности кластера и принимают непосредственное участие в определении перспективных направлений исследований. Во втором случае интеграция предприятий и организаций осуществляется также на добровольной основе, но для повышения производительности производства, повышения его объемов, снижения издержек и т.д. [8, 9].

Большинство исследователей отмечают повышение инвестиционной привлекательности отрасли в результате развития проектов на основе ГЧП, в частности, в результате анализа отобранных источников [1—5], были определены перспективные направления для РКП, где механизмы государственно-частного партнерства в рамках кластерных структур могли бы быть реализованы в полной мере (рис. 1). Необходимо принимать во внимание, что участие в кластерах РКП частных компаний будет способствовать привлечению инвестиционных ресурсов, а также более широкому использованию различных рыночных механизмов [6]. Актуальной задачей на сегодняшний день является совершенствование законодательства в области ГЧП с целью адаптации его для ракетно-космической промышленности.

Трансфер результатов космической деятельности и космических исследований в гражданский сектор промышленности и сферу услуг

- Расширение возможностей операторских компаний частного сектора для оказания услуг потребителям федеральных, региональных и муниципальных органов власти;
- Проектное финансирование пилотных проектов, результаты которых впоследствии коммерциализируются частными компаниями;
- Создание инновационной инфраструктуры для трансфера технологий в гражданский сектор промышленности и сферу услуг;
- Внедрение механизмов трансфера результатов фундаментальных и прикладных исследований в области РКП и смежных областей (медицинское обеспечение космических полетов, медико-биологические исследования и др.) в гражданские отрасли (здравоохранение, медицинская и фармацевтическая промышленности, биотехнологии и т.д.).

Совместная реализация проектов государственными и частными структурами для разработки и производства космических систем

- Участие федерального бюджета в финансировании НИОКР по созданию аппаратно-программных комплексов и средств, которые затем продаются на рынке за счет частных компаний;
- Применение проектного и венчурного финансирования при реализации высокорискованных проектов и фундаментальных исследований;
- Обеспечение межотраслевого взаимодействия при реализации совместных проектов на государственном и частном уровнях;
- Предоставление частному сектору при реализации совместных проектов возможности использования федеральной инфраструктуры в рамках операторского бизнеса по доведению космических услуг до конечного пользователя.

Перспективные направления развития механизмов ГЧП в кластерных структурах РКП (составлено авторами по материалам [1—5])

Одним из путей создания промышленных кластеров в области РКП является реализация концепции формирования и функционирования глобальных цепочек производства высокотехнологичных комплексов и систем ракетно-космического назначения, конкурентоспособных как на внутреннем, так и на внешних рынках. Достижению этой цели в наибольшей степени соответствуют промышленные кластеры, с учетом существующей нормативно-правовой базы. В частности, Постановлением Правительства РФ от 31 июля 2015 года № 779 «О промышленных кластерах и специализированных организациях промышленных кластеров» (с изменениями на 16 ноября 2021 года) утверждены принципы формирования и функционирования кластерных структур промышленных кластеров, требования к ним и специализированным организациям, реализующим функции органа — регулятора кластера с целью стимулирования их деятельности и увеличения эффективности их взаимодействия с государством на основании механизмов ГЧП.

Заключение

Разработка новой и совершенствование имеющейся законодательной базы в области государственно-частного партнерства для указанных направлений развития ра-

кетно-космической промышленности в интегрированных кластерных структурах будет содействовать успешной реализации создания глобальных цепочек производства высокотехнологичных систем ракетно-космического назначения за счет роста частной инициативы, повышения оперативности управления и качества производства, расширения для отечественных предприятий новых рынков как внутри страны, так и за ее пределами.

Литература

- [1] Кравченко Д.Б., Бауров А.Ю. Государственно-частное партнерство в сфере космической деятельности в период структурной реформы отрасли. Научно-технические ведомости СПбГПУ. Экономические науки, 2016, № 3 (245), с. 48–58.
- [2] Макарова Д.Ю. Частная предпринимательская инициатива в российской космической индустрии: институциональные условия развития. Вопросы инновационной экономики, 2017, № 7 (1), с. 41–57.
- [3] Халапова Л.Д., Нижегородцев Р.М. Механизмы государственно-частного партнерства в сфере наукоемкого производства. Креативная экономика, 2016, т. 10, № 4, с. 411–422.
- [4] Кириллина Е.В. Особенности и перспективы развития частной космонавтики в России. Вестник Самарского университета. Экономика и управление, 2017, т. 8, № 3, с. 14–19.
- [5] Макарова Д.Ю. Развитие частного бизнеса в ракетно-космической отрасли: тенденции и перспективы. Экономический анализ: теория и практика, 2015, № 25, с. 57–71.
- [6] Герцик Ю.Г., Омельченко И.Н. Создание глобальных производственных цепочек в кластерах медицинской промышленности как формы государственно-частного партнерства. VII Междунар. науч.-практ. конф. факультета государственного управления МГУ имени М.В. Ломоносова «Модели государственного и корпоративного управления: традиции и перспективы»: сб. статей. Москва, Перо, 2018, с. 564–569.
- [7] Основные тренды и статистика рынка ГЧП по итогам 2021 года. Аналитический обзор. Национальный центр государственно-частного партнерства. URL: pppcenter.ru/upload/iblock/5b4/5b4d97fb08864dd525b2923a2b14b415.pdf (дата обращения 11.11.2022).
- [8] Агарков А.П. Проектирование и формирование инновационных промышленных кластеров. Москва, ИТК «Дашков и К», 2016, 288 с.
- [9] Герцик Ю.Г. Кластерные научно-производственные структуры, как перспективная форма государственно-частного партнерства. V Междунар. науч. конф. по организации производства: сб. тез. Москва, НОЦ «Контроллинг и управленческие инновации» МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2015, с. 116–127.

УДК 338.1

Применение технологии дополненной реальности как способ повышения эффективности деятельности предприятий ракетно-космической отрасли

Дробкова Оксана Сергеевна
МГТУ им. Н.Э. Баумана

odrobkova@yandex.ru

Рассмотрена сущность и возможности применения технологии дополненной реальности. Проанализированы перспективы развития рынка очков дополненной реальности. Дан краткий обзор преимуществ использования очков дополненной реальности и приведены лидеры в данном сегменте. Обосновано применение очков дополненной реальности как способа повышения эффективности деятельности предприятий ракетно-космической отрасли.

Ключевые слова: технология дополненной реальности, AR-технология, ракетно-космическая отрасль, Госкорпорация «Роскосмос»

Введение

На текущий момент наблюдается значительное влияние технологий «Индустрии 4.0» на развитие ракетно-космической отрасли промышленности. Дополненная реальность (Augmented Reality, AR) является одной из семи ключевых технологий «Индустрии 4.0». Дополненная реальность — это проекция на экране устройства (очков, смартфона, телевизора, целеуказателя прицелов) дополнительных виртуальных элементов на реальное окружение, характеризуется объединением информации реальной и виртуальной [1]. Данная технология позволяет дополнить сведения об окружении и улучшить восприятие информации [2]. Особую актуальность применение AR-технологии приобретает для обучения сотрудников на предприятиях ракетно-космической отрасли. Квалификация работников напрямую связана с производительностью труда, качеством выпускаемой наукоемкой продукции, а следовательно, с уровнем конкурентоспособности высокотехнологичных предприятий ракетно-космической отрасли. С помощью AR-технологии процесс обучения становится нагляднее и эффективнее, поскольку технические средства, которые используются, включая мультимедиа, 3D-моделирование, текст, отслеживание в реальном времени, интеллектуальное взаимодействие и др., позволяют обеспечить взаимодействие с объектом на интуитивном уровне и показать то, что привычными способами не удастся. Другим направлением применения технологии дополненной реальности является обеспечение в режиме реального времени визуального сопровождения процесса сборки, установки и подключения модулей непосредственно при работе.

Методы

В процессе исследования были использованы методы анализа и синтеза, использованы подходы систематизации передового зарубежного опыта и современной отечественной практики развития высокотехнологичных предприятий, проведен анализ публикаций, размещенных в сети Интернет и электронных базах данных.

Одним из успешных устройств технологии дополненной реальности являются очки. По данным отчета аналитического агентства ResearchAndMarkets объем мирового рынка интеллектуальных очков дополненной реальности (AR), оцениваемый в 255,6 тыс. единиц в 2020 году, по прогнозам, достигнет пересмотренного размера в 15,8 млн единиц к 2027 году, увеличившись в среднем на 80,3 % за период 2020–2027 гг. В отчете также приведен прогноз, в котором указывается, что простые очки виртуальной реальности зафиксируют среднегодовой темп роста в 76,9 % [3]. Технология дополненной реальности получила свое развитие в военной сфере. Следующий толчок к развитию дополненной реальности дали крупнейшие IT-компании США, такие как Apple, Google, Microsoft, которые инвестировали миллиарды долларов в AR. Именно благодаря этим компаниям дополненная реальность стала доступна массовому потребителю. В список крупнейших производителей входят: Microsoft, Google, Apple, Sony, Blippar, Infinity Augmented Reality, Niantic [4]. В России технология пока не получила должного внимания, лишь некоторые промышленные компании ее используют. С учетом современных глобальных трендов технологического и экономического развития технология дополненной реальности имеет хорошие перспективы применения в ракетно-космической отрасли.

Приоритеты развития космической промышленности Российской Федерации определены в ряде национальных стратегий, проектов и инициатив. Утверждена федеральная космическая программа России на 2016–2025 гг. [5], стратегия развития госкорпорации «Роскосмос» до 2025 года и на перспективу до 2030 года, в которой учтены положения Указа Президента «Об основах государственной политики РФ в области космической деятельности на период до 2030 года и дальнейшую перспективу» [6]. Государственная корпорация «Роскосмос» объединяет крупнейшие компании ракетно-космической отрасли РФ и является ключевой структурой в экономике Российской Федерации. В рамках национальной программы «Цифровая экономика Российской Федерации» госкорпорация «Роскосмос» продолжает реализацию стратегии цифровой трансформации, проводит политику преобразования ракетно-космической отрасли РФ.

Результаты

Как указано было выше, для более эффективного взаимодействия человека с AR, IT-компании предложили следующее устройство — очки. Очки пришли из военной сферы, но они оказались наиболее удобным решением для достижения поставленных целей. Наиболее востребованные модели умных очков: Google Glass, Google Glass Enterprise Edition 2, Magic Leap One, Microsoft HoloLens, Microsoft HoloLens 2. На данный момент наиболее успешной и промышленно применимой моделью является Microsoft HoloLens 2, поскольку обладает самыми лучшими характеристиками среди аналогов по широкому спектру параметров [7]. Очки от Microsoft не требуют проводов и могут работать автономно, что позволяет сделать процесс работы более безопасным и комфортным. HoloLens 2 позволяют работать сотрудникам в двух вариантах: вместе видеть одни и те же элементы дополненной реальности или видеть то, что видит другой человек. У Microsoft есть отдельная платформа для разработчиков, чтобы была возможность создать приложение под специфические задачи. Еще одним преимуществом является наличие на платформе библиотеки уже готовых приложений

под разные задачи [8]. Очки очень точны, что достигается за счет сложных алгоритмов, отслеживанию движения глаз, камерам, голосовым командам и большой областью обзора.

Ракетно-космическая отрасль промышленности является наукоемкой. Поддержание высокого уровня подготовки кадров, а также эффективного обучения новых сотрудников является одной из приоритетных задач, которую возможно решить, применяя технологию дополненной реальности. С помощью очков Microsoft Hololens 2 возможно повысить производительность труда на предприятии за счет упрощения сложной работы, снизить время обнаружения проблем с оборудованием и его ремонта. В связи с упрощением ремонта сокращаются затраты на персонал, так как один специалист может удаленно контролировать и консультировать техника, который непосредственно работает с оборудованием. Еще одним несомненным преимуществом очков является повышение скорости обучения и улучшение результатов обучения. Сотрудники могут видеть на экране все составляющие части узла, объекта или иного оборудования, список задач для корректной работы на нем, свои ошибки при работе и подсказки на сложных моментах. По данным разработчика [9] производительность на производстве растет на 90 %, сокращение затрат достигает 14 %, экономия времени специалистов составляет 40 %, улучшение оценок при прохождении курсов повышения квалификации на 50 %, сокращение времени обучения на 83 %. Исследования специалистов подтверждают, что не смотря на сокращение времени обучения, качество самого обучения растет.

Заключение

Госкорпорация «Роскосмос» обеспечивает реализацию государственной политики в области космической деятельности и имеет особое значение для экономики РФ. В настоящее время наблюдается стремительное развитие применения технологии дополненной реальности, появилось множество устройств, которыми можно комфортно пользоваться. Потенциал данной технологии огромный. Технологию дополненной реальности уже применяют в образовании, производстве, авиации, медицине, военной сфере, дизайне, строительстве, архитектуре и т. д. Особое значение дополненная реальность приобретает в ракетно-космической отрасли, объектами которой являются сложное оборудование специального назначения. Благодаря применению технологии повышается эффективность обучения, качество изготавливаемых изделий, снижается количество ошибок при сборке и обслуживании сложных объектов, улучшается сопровождение процессов инженерного и образовательного характера в деятельности предприятий ракетно-космической отрасли. Важным преимуществом данной технологии является также возможность быстро и легко интегрировать ее с любой системой, благодаря распространенности, поддержки разработчиков и существования множества подобных примеров.

Литература

- [1] Chen Y. et al. An overview of augmented reality technology. *Journal of Physics: Conference Series*, 2019, vol. 1237, no. 2, art. 022082. DOI: <https://doi.org/10.1088/1742-6596/1237/2/022082>
- [2] Прокопов С.А., Соколовский Н.А. Основы и принципы работы технологии дополненной реальности. *Решетневские чтения*, 2018, № 2, с. 201–203. URL: <https://cyberleninka.ru/article/n/osnovy-i-printsipy-raboty-tehnologii-dopolnennoy-realnosti>

- [3] ResearchAndMarkets. Available at: <https://www.researchandmarkets.com/reports/3440915/smart-augmented-reality-ar-glasses-global#src-pos-3> (accessed November 14? 2022).
- [4] Рынок устройств виртуальной и дополненной реальности. TAdviser.ru.
URL: https://www.tadviser.ru/index.php/%D0%A1%D1%82%D0%B0%D1%82%D1%8C%D1%8F:%D0%A0%D1%8B%D0%BD%D0%BE%D0%BA_%D1%83%D1%81%D1%82%D1%80%D0%BE%D0%B9%D1%81%D1%82%D0%B2_%D0%B2%D0%B8%D1%80%D1%82%D1%83%D0%B0%D0%BB%D1%8C%D0%BD%D0%BE%D0%B9_%D0%B8_%D0%B4%D0%BE%D0%BF%D0%BE%D0%BB%D0%BD%D0%B5%D0%BD%D0%BD%D0%BE%D0%B9_%D1%80%D0%B5%D0%B0%D0%BB%D1%8C%D0%BD%D0%BE%D1%81%D1%82%D0%B8 (дата обращения 12.12.2022).
- [5] Официальный сайт Госкорпорации «Роскосмос». URL: <https://www.roscosmos.ru/22347/> (дата обращения 12.12.2022).
- [6] Официальный сайт Правительства России. URL: <http://government.ru/info/41915/> (дата обращения 12.12.2022).
- [7] Узнайте о функциях HoloLens 2 и ознакомьтесь с техническими характеристиками. Microsoft.com. URL: <https://www.microsoft.com/ru-ru/hololens/hardware> (дата обращения 12.12.2022).
- [8] Уверенно внедряйте инновации. Microsoft.com. URL: <https://www.microsoft.com/ru-ru/hololens/hardware#OneGDCWeb-Banner-1n0cw8q> (дата обращения 12.12.2022).
- [9] Microsoft HoloLens 2. Microsoft.com. URL: <https://www.microsoft.com/ru-ru/hololens> (дата обращения 12.12.2022).

УДК 338.45

Система управления жизненным циклом продукции (PLM) и ее эффективность в рамках цифровой трансформации предприятий ракетно-космической отрасли

Дробкова Оксана Сергеевна

odrobkova@yandex.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Волчкова Екатерина Олеговна

super.katerina200@yandex.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Рассмотрены ключевые задачи предприятий ракетно-космической отрасли промышленности и актуальность внедрения PLM-систем. Проведен анализ результатов внедрения PLM-систем и их влияние на цифровую трансформацию предприятий ракетно-космической отрасли. Предложены решения по повышению эффективности разработки, производства и эксплуатации продукции в рамках цифровой трансформации предприятий ракетно-космической отрасли.

Ключевые слова: система управления жизненным циклом продукции, цифровая трансформация, PLM-система, ракетно-космическая отрасль

Введение

В настоящее время цифровая трансформация активно затронула ракетно-космическую отрасль, поскольку достижение успеха в создании конкурентноспособной продукции невозможно без применения передовых цифровых технологий. Предприятия стремятся разрабатывать новую продукцию и выводить ее на рынок в кратчайшие сроки, минимизируя затраты. Особую актуальность данные аспекты приобретают при достижении стратегических целей развития. Ключевой целью является обеспечение комплексного и гибкого подхода к разработке, производству и эксплуатации изделий с помощью применения технологий «Индустрии 4.0».

Одним из приоритетных направлений развития высокотехнологичных предприятий является внедрение системы управления жизненным циклом продукции (Product Lifecycle Management — PLM). Придерживаясь стратегии развития информационных технологий, Госкорпорация «Роскосмос» к 2030 году планирует сформировать полноценную цифровую экосистему, которая будет включать PLM-систему [1].

Методы

С учетом специфики предприятий ракетно-космической отрасли промышленности решение проблемы представляется возможным путем использования системы управления жизненным циклом продукции.

Одним из лидеров ракетно-космической промышленности России является АО «Протон-ПМ», которое уже имеет опыт внедрения такого программного продукта. Предприятие стремилось сократить время на поиск информации, обеспечить прозрачность жизненного цикла изделия для руководителей, предоставлять данные специалистам в режиме реального времени, автоматизировать согласование и внесение изменений в техпроцессы [2]. В 2022 году сотрудники инженерных и ИТ-служб начали

тестировать российские PLM-системы, которые заменят немецкое программное решение [3].

Результаты

Результатом применения данной системы (PLM) является повышение эффективности деятельности предприятий ракетно-космической отрасли промышленности. Система позволяет управлять информацией о технически сложном объекте, создавать его цифровой макет, отслеживать все процессы в ходе его жизненного цикла: от этапа проектирования и производства до последующей эксплуатации и вывода из нее.

Жизненный цикл продукции ракетно-космической отрасли достаточно долог, поэтому современное PLM-решение интегрирует актуальные и достоверные знания об изделии с течением времени, предоставляя специалистам возможность управлять рабочей документацией (в виде различных форматов файлов) и требованиями к проектируемой продукции, учитывать особенности эксплуатации изделий, их текущее состояние и т. д.

Цифровая трансформация заключается в масштабных преобразованиях производственно-экономических систем. Ее осуществление требует не только внедрения прикладных программных решений, но и изменения бизнес-процессов предприятия [4].

В рамках цифровой трансформации происходит переход на новый уровень управления и эффективность достигается за счет:

- сокращения времени и бюджета на проектирование изделий для предприятий ракетно-космической отрасли;
- сокращения количества ошибок при передаче данных;
- уменьшения стоимости разработки технической документации.

Обсуждение

Система управления жизненным циклом — это комплекс, включающий некоторые базовые элементы, среди которых системы управления данными изделия, автоматизированного проектирования, инженерного анализа и другие. С целью достижения более высокого уровня эффективности производства, снижения затрат и сокращения срока выпуска изделий PLM может быть интегрирована с другими управленческими системами. Концепция управления жизненным циклом продукции пересекается с управлением ресурсами предприятия, цепями поставок, взаимоотношениями с клиентами [5].

Масштабные проекты, стоящие перед специалистами ракетно-космической отрасли, зачастую требуют сотрудничества различных рабочих групп. PLM-система значительно упрощает процесс взаимодействия между всеми подразделениями предприятия, в первую очередь, конструкторских, технологических и производственных, снижая риск потери необходимой информации и позволяя обеспечить широкую кооперацию при проектировании и производстве.

Следует отметить, что полноценное внедрение такого программного решения подразумевает подготовку серверной и локальной ИТ-инфраструктуры на предприятии, оснащение рабочих мест сотрудников, которые будут пользоваться PLM-системой и формирование цифровой культуры, повышение профессиональных компетенций кадров [6].

Заключение

Преимственность и сохранность результатов — это одни из основных преимуществ внедрения концепции PLM. Благодаря ей снижается время разработки продукции и уменьшается количество ошибок, повышается уровень качества изделий, оптимизируется использование различных ресурсов. Направлением дальнейших исследований является анализ PLM-решений, представленных на отечественном рынке, и рассмотрение проектного подхода к внедрению данного программного продукта на промышленных предприятиях.

Литература

- [1] Одобрен проект стратегии информационных технологий Госкорпорации «Роскосмос». Официальный сайт Roscosmos.ru. URL: <https://www.roscosmos.ru/25892/> (дата обращения 12.11.2022).
- [2] PLM: Рестарт. Управляя жизненным циклом. Орбиты Протона. 2019. № 257. URL: <https://protonpm.ru/corporate/win/download/1597/> (дата обращения 14.11.2022).
- [3] «Протон-ПМ» тестирует PLM-системы отечественной разработки. Пермская торгово-промышленная палата. URL: https://permtpp.ru/chleny-ptpp/news/proton-pm_testiruet_plm-sistemy_otchestvennoy_razrabotki/ (дата обращения 14.11.2022).
- [4] Дроговоз П.А., Юсуфова О.М., Коренькова Д.А. Цифровая трансформация производственных систем: обзор основных направлений и факторов развития. X Чарновские чтения. Сб. тр. всерос. науч. конф. по организации производства. Москва, НОЦ «Контроллинг и управленческие инновации», 2021, с. 61–68.
- [5] Федоров Д.О., Лазич Ю.В. Перспективы и сложности внедрения PLM-технологий. Вестник Института экономики и управления НОВГУ, 2017, № 2 (24), с. 55–61.
- [6] Попкович Т.Г. Эффекты от внедрения PLM-систем в авиакосмической отрасли промышленности XLIV Академические чтения по космонавтике, посвященные памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых — пионеров освоения космического пространства: сб. тез. в 2 т. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2022, т. 1, с. 393–395.

УДК 338

Обзор моделей инновационного процесса в наукоемкой организации (на примере аэрокосмической отрасли)

Зуева Екатерина Викторовна

ekaterina.zueva.03@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Чубакова Виктория Денисовна

vika.tchubakova@yandex.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Чобитько Мирослава Тимофеевна

chobitkom@yandex.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Предметом настоящего исследования является модель инновационных процессов в аэрокосмической отрасли в Российской Федерации. На основе анализа различных моделей процесса, сравнения методов управления предприятиями рассматриваемой отрасли в Российской Федерации и мире в целом выявлены способы повышения конкурентоспособности отечественных наукоемких производств сферы и предложены подходящие для этого модели. Дана достаточная характеристика каждой существующей и актуальной модели инновационных процессов и указаны ее отличительные признаки. Описаны современные способы улучшения конкурентоспособности, в частности, наиболее крупные стратегические объединения аэрокосмической отрасли. Сделан вывод, что, исходя из особенностей целей и задач, стоящих перед ГК «Роскосмос», госкорпорация объективно приобретает характеристики уникального по масштабу и сложности института развития в специфическом секторе отечественной экономики несмотря на то, что этот институциональный статус и соответствующие функции формально не закреплены в федеральном законодательстве. Отмечено, что от успеха модернизации ракетно-космической отрасли зависит возможность удержания Россией лидерских позиций в освоении и использовании космического пространства.

Ключевые слова: Роскосмос, аэрокосмическая отрасль, инновации, инновационный процесс, модель инновационного процесса, коммерциализация, инновационный характер развития, модель «воронка», модель «ворота», модель стратегических сетей, японская модель, интегрированная модель, цепная модель, интерактивная модель, линейная модель, линейно-последовательная модель, инновация

На 2021–2025 годы приоритетами Российской Федерации в аэрокосмической отрасли являются поддержание минимально необходимого состава космических аппаратов и их переоснащение на новое поколение, соответствующее или превышающее параметры существующих аналогов. А также опережающая разработка отдельных высокотехнологичных видов изделий для наиболее перспективных космических комплексов [1]. За последние 7 лет количество запусков космических аппаратов в России значительно снизилось, что сильно выделяется при сравнении со странами с более развитой аэрокосмической отраслью. Подобная статистика является следствием существующих проблем в российской космонавтике. Наиболее критичные из них:

- низкое финансирование,
- стремительное сокращение кадрового потенциала
- отсталая инфраструктура.

С помощью внедрения инновационных моделей в процессы управления наукоемким производством можно повысить конкурентоспособность российской аэрокосмической отрасли, решить проблему отсталости инфраструктуры, и уменьшить влияние отсутствия необходимого количества профессионалов.

Космическая деятельность в России сохраняет высокий потенциал реализации проектов, многие из которых не имеют аналогов в мире, так можно отметить проект создания многоспутниковой системы «Сфера» и космический ядерный буксир «Зевс» [2]. Для осуществления запланированных программ отечественная космонавтика нуждается во внедрении передовых технологий, где в качестве реагента для наукоемких производств могут выступать инновационные модели.

Инновацией считается результат внедрения новшества, обеспечивающего качественный рост эффективности процессов или продукции, востребованное рынком.

Инновационный процесс (далее ИП) — это процесс преобразования научного знания в инновацию, который можно представить как последовательную цепь событий, в ходе которых инновация вызывает от идеи до конкретного продукта, технологии или услуги и распространяется при практическом использовании

Основной классификацией для ИП приняты пять моделей Р. Ротуэлла.

Первая модель — **линейная** (первое поколение — 1G). Ее сущность заключается в стратегии проектирования от фундаментальных исследований к выводу на рынок (теория «технологического толчка»).

Вторая модель — **линейно-последовательная** (2G) или «рыночного притяжения» начинается с рыночной потребности и только затем начинаются научные изыскания для разработки продукта.

Третья модель — **интерактивная модель** (3G) или гипотеза «давления рыночного спроса». В этой модели предполагается, что источником инновации является не только рыночный спрос и научные знания, но и новые данные, рождающиеся в ходе ИП.

Четвертая модель — **интегрированная модель** (4G). Если в предыдущих моделях взаимодействовали в основном наука и рынок, менялся лишь характер связи, то **интегрированная модель** (4G) подразумевает интеграцию НИОКР с производством, тесное сотрудничество с поставщиками и продвинутыми потребителями, горизонтальное сотрудничество (создание совместных предприятий, стратегических альянсов), а также создание рабочих групп, объединяющих специалистов разного профиля.

Пятая модель — **модель стратегических сетей** (5G) (интеграции со стейкхолдерами, 5G) представляет собой развитие интегрированной модели и более тесную стратегическую интеграцию взаимодействующих компаний. Эта модель отражает процесс компьютеризации НИОКР, с помощью которых устанавливаются стратегические связи между компанией, ее поставщиками, конкурентами и потребителями.

Каждая модель соответствовала этапам развития экономики развитых стран. Ротуэлл обнаружил, что новое поколение моделей возникает в ответ на значительные изменения на рынке:

- экономический рост,
- промышленная экспансия,
- интенсивная конкуренция,
- безработица и т. д.

Изменения модели ИП требует обновление стратегии, изменений текущего ИП и развития новых рыночных ниш. В своих исследованиях Ротуэлл выявил, что более эффективные ИП ведут к сокращению времени пребывания товара на рынке и сокращению издержек на разработку продукции.

Однако в аэрокосмической промышленности, в силу ее высокой консервативности, изменения, подталкиваемые экономическими процессами, погашены государственным влиянием, поэтому новые способы взаимодействия так и не были внедрены.

Модель «Воронка» по Уйлрайту — Кларку предполагает существование двух типов площадок для генерации и отбора идей. Происходит разделение на 2 вида инноваций: закрытого и открытого типов (оказывают влияние на ИП внешние факторы за пределами организации или нет).

Модель «Ворота» Р. Купера — структурированный процесс, в котором комбинируется линейная модель и метод «Воронки». Наибольшее влияние на подход к разработке новых продуктов оказала концепция «Phased project planning», разработанная в NASA, упрощающая менеджмент проектов оборонного заказа [3].

В XXI веке формируется модель шестого поколения, представляющая инновационный процесс как многоуровневую систему, где структура масштабируется от малых центров акселерации и инкубации к компаниям, а затем технологическим синдикатам и/или альянсам.

Модель BIG Picture[©] разработана доктором Лерчером. В то время как все другие модели описывают процесс от А до В, эта модель комплексно описывает процесс от А до В до А. Также легко заметить сходство с моделью «Ворот»: каждый элемент в модели дает фирме возможность прервать текущий процесс. Эта модель отражает возможность одновременного течения нескольких процессов и учитывает масштаб инновации: от небольших для повседневного бизнеса (инкрементные) до проектов с более высоким риском и инвестициями, но, вероятно, без нового результата для рынка (прогрессивные) и высокорисковых проектов с возможностью принести радикальные изменения.

В Российской Федерации национальным агентством в космической отрасли является Роскосмос. Развитие данной корпорации в данный момент согласовано с Федеральной космической программой на 2016—2025 гг. [4], содержащей цели, источником которых являются НИОКР, то есть развитие в данной отрасли происходит по первой, линейной, модели инновационного процесса.

Современная аэрокосмическая отрасль функционирует по модели четвертого поколения или приближенно к ней. Отличие данного метода ведения развития в том, что компании объединяются в различные некрупные синдикаты (или консорциумы) для создания общих прототипов каких-либо продуктов. Все они участвуют в проекте со своими собственными данными, процессами, методами и инструментами.

Отметим, что в Федеральной космической программе есть цели, касающиеся международного сотрудничества — Международная программа КОСПАС-САРСАТ. Ее цель — оказание содействия поиску и спасению людей путем предоставления получаемых с помощью спутников данных о бедствии судов или самолетов. Участники программы — Канада, Россия, США, и Франция, а пользователем может быть любое государство [5].

Работая по усовершенствованной модели, NASA развивается быстрее, чем Роскосмос, так как не тратит на разработку такие большие ресурсы. Роскосмосу же тре-

буется пройти гораздо большее количество итераций разработки и проектирования, что влечет рост издержек и убыточность, а отсутствие конкуренции в стране не стимулирует корпорацию внедрять новые технологии.

Разделение корпорации на множество независимых от центра компаний на данный момент невозможно, и маловероятно что это поможет добиться повышения эффективности работы промышленного комплекса. Следовательно, целесообразно предложить модернизацию бизнес-процессов Роскосмоса при помощи внедрения инновационной модели шестого поколения.

Этот метод позволит сохранить структуру организации компании, но потребует введения по всей иерархии организации специалистов с соответствующими компетенциями. Также необходимо будет пересмотреть принципы организации разработки, проектирования, тестирования и применения новых изделий [6–8].

Инновационный характер развития отрасли также позволит привлекать новые квалифицированные кадры и развивать технологическую культуру.

Замкнутый цикл развития и укрепления будет стимулировать как научные разработки фундаментального характера, направленные на пользу общества, так и позволит масштабировать уже имеющиеся решения и находить нестандартные сферы применения, а значит, и новые потребительские рынки. Коммерциализация отрасли в свою очередь приведет к повышению конкурентоспособности на мировом рынке.

Литература

- [1] ФКП. Основные положения Федеральной космической программы 2016–2025 гг. Москва, 2016.
- [2] Бондур В., Хартов В. Исследование Земли из космоса. Материалы Общего собрания РАН, посвященного 60-летию пилотируемой космонавтики. Москва, 2020.
- [3] О модели «Ворота». URL: https://vuzlit.com/1217488/model_vorota#:~:text=Наибольшее%20вливание%20на%20подход%20к,С (дата обращения 30.11.22)
- [4] Федеральная космическая программа на 2016–2025 гг.: Постановление Правительства РФ от 23 марта 2016 г. № 230. Официальный интернет-портал: <https://www.roscosmos.ru/22347/> (дата обращения 08.11.2022).
- [5] Сvirкин В.А., Соловьева Т.Л. Международное сотрудничество в сфере аэрокосмической деятельности: Москва, Изд-во МГТУ ГА, 2015.
- [6] Дрогозов П.А., Иващенко О.Б. Механизмы совершенствования высокотехнологичного производства на основе производственной системы «Росатом». Оборонный комплекс — научно-техническому прогрессу России, 2020, т. 146, № 2, с. 37–42.
- [7] Кашеварова Н.А., Алехожина А.А. Использование матрицы ответственности для организации патентных исследований при выполнении НИОКР на высокотехнологичных предприятиях. Интеллектуальная собственность, 2019, № 6, с. 45–50.
- [8] Кашеварова Н.А. Исследование существующих подходов к планированию НИОКР на отечественных научно-производственных предприятиях. Аудит и финансовый анализ, 2018, № 4, с. 181–188.

УДК 338.2

Методы антикризисного управления нематериальными ресурсами (активами)

Ильяхинская Галина Владимировна

diplom509@yandex.ru

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Рассмотрены вопросы формирования и оценки нематериальных активов наукоемких предприятий ракетно-космической отрасли, а также варианты антикризисного управления ими на современном этапе. Выявлены факторы, влияющие на недостаточное использование нематериальных активов в практике антикризисного управления. Представлены подходы к повышению эффективности использования нематериальных активов в период кризисов

Ключевые слова: *ракетно-космическая отрасль, нематериальные активы, антикризисное управление нематериальными активами, неформализованные нематериальные активы*

На современном этапе выделение нематериальных активов (НМА) в качестве объекта управления позволяет повысить качество менеджмента и тем самым увеличить стоимость компании, ее конкурентоспособность, устойчивость в кризисных ситуациях

Появление информационных технологий изменило мир бизнеса. Многие десятилетия глобальные корпорации создавались исключительно за счет огромных инвестиций в основные средства. Современный уровень развития рынка таков, что компании не могут получить существенных преимуществ за счет только материальных и финансовых ресурсов. Решение данной проблемы во многом зависит от эффективности использования уникальных по своей природе ресурсов нематериального, неосязаемого характера. Именно НМА способны стать средством устойчивого развития, обеспечить высокую конкурентоспособность предприятия. За счет роста НМА увеличиваются преимущества организаций: это обусловлено высокой скоростью технологических изменений, развитием информационных технологий, инвестиционной и инновационной деятельностью, конкурентной борьбой. В качестве примера можно привести IT-отрасль, где НМА составляют около 70 % [1].

В настоящее время в нашей стране особое значение приобретают вопросы управления теми активами, которые не отражаются в документации, в том числе бухгалтерской и финансовой, но являются источником конкурентных преимуществ. Например, в процессе анализа возможных вариантов посткризисного развития, выяснилось, что большинство российских организаций, обладающих существенными НМА, не отражают их фактическую стоимость в своей отчетности. В результате снижается значимость инвестиционной привлекательности компании, исчезает целый ряд конкурентных преимуществ, возможность обоснования стратегии развития, в том числе повышения стоимости предприятия. Отсутствие учета НМА снижает реальную стоимость акций, негативно сказывается при определении долей участия собственников, нанося ущерб их имущественным интересам [2].

Структура и объем НМА варьируются в зависимости от отрасли, в которой работает предприятие. Несмотря на то, что в экономическая теория признает наличие не-

материальных активов, которые не учтены в балансе организации, прямое влияние этого факта на эффективность деятельности предприятия, выражаемое количественно, обосновано недостаточно и крайне затруднено. Особое значение оно имеет в процессе реструктуризации, которая рассматривается как переломный момент развития организации, так как пока не выявлена ключевая совокупность нематериальных активов, часто представляющая существенный интерес для инвестора, известны лишь отдельные значимые активы. Все НМА можно в общем случае разделить на 16 формализованных и 14 неформализованных классов [3].

Практика учета, оценки и управления НМА с целью использования их как инструмента антикризисного управления развивается слишком медленно. Основными причинами являются следующие [4]:

- противоречия в нормативных актах;
- непонимание природы активов и факторов, влияющих на их стоимость;
- субъективность оценки, сложность математических алгоритмов и связанные с этими факторами непонимание и неприятие результатов реструктуризации;
- зависимость стоимости НМА от качества управления.

Важной проблемой, которая требует своего скорейшего решения является проблема антикризисного управления неформализованными НМА, которые часто являются главной целью сделок по слиянию/поглощению, влияют на эффективность реструктуризации, оказываются причиной неудач при проведении институциональных преобразований в организациях. Такими активами являются корпоративная культура организации, деловая репутация, человеческий капитал, торговая марка, неформализованные, часто уникальные, методики, навыки, технологии [5, 6].

Современные экономические условия характеризуют НМА как один из важнейших факторов производства и повышения эффективности деятельности предприятия. Однако роль нематериальных активов в процессе вывода предприятия из кризисной ситуации недооценена. Для повышения эффективности управления организацией важно знать, как благодаря рациональному и грамотному использованию объектов промышленной собственности: объектов авторского права и объектов промышленной собственности можно сократить затраты на производство и получить дополнительный доход; как повысить уровень деловой репутации после его сильного падения в связи с экономическими трудностями, как выстроить корпоративную культуру в период кризиса, как использовать неформализованные, часто уникальные, методики, навыки, технологии.

Таким образом, методики управления НМА позволяют повысить эффективность антикризисного управления как отдельными активами, так и предприятием в целом, а следовательно, могут помочь выйти предприятию из кризисной ситуации.

Литература

- [1] Абузорова М.И. Сущность управления открытыми инновациями как современной моделью инновационного менеджмента. Вопросы экономики и права, 2015, № 85, с. 98–102.
- [2] Булгаков А.Л., Кудашова А.С. Нематериальные активы предприятия в условиях перехода экономики к постиндустриализму: тенденции в управлении. Вестник АКСОР, 2016, № 2 (38), с. 50–56.

- [3] Акулич В.В. Анализ эффективности использования нематериальных активов. Планово-экономический отдел, 2006, № 11. URL: https://peomag.by/number/2006/11/analiz_nemataktiv/ (дата обращения 10.11.2022).
- [4] Иванова М.А. Реализация инновационного развития организации через механизм управления нематериальными активами. Новое слово в науке: перспективы развития, 2015, № 2 (4), с. 341–344.
- [5] Федотова М.А., Хромова С.А., Аргуновский Д.И. Измерение и оценка эффективности БР организации в концепции бенчмаркинга: проблемы и новые решения. Вестник УГНТУ. Наука, образование, экономика. Сер. Экономика, 2020, № 1 (31), с. 105–116.
- [6] Федотова М.А., Хромова С.А. Совершенствование теоретико-методического инструментария исследования и управления брендом работодателя: эволюция представлений и система моделей организационного и социально-экономического механизмов управления. Московский экономический журнал, 2019, № 5, с. 20.

УДК 347.77

Перспективные модели управления интеллектуальной собственностью на предприятиях ракетно-космической промышленности

Кашеварова Наталия Александровна
МГТУ им. Н.Э. Баумана

n.kashevarova@bmstu.ru

Калинина Ольга Андреевна
МГТУ им. Н.Э. Баумана

olya.calinina@mail.ru

Инновационные процессы в ракетно-космической отрасли в России и за рубежом становятся все более сложными, объединяя в единую сеть различные организации. В бизнес-практике многих высокотехнологичных отраслей сегодня существует целый спектр моделей инноваций, от традиционных закрытых структур, отвергающих любые формы сотрудничества в сфере инноваций, до систем, предусматривающих свободное распространение идей и продуктивных решений. В их основе лежат механизмы распространения интеллектуальной собственности. Целью данной работы является обзор открытых моделей управления интеллектуальной собственностью, применение которых на предприятиях ракетно-космической промышленности позволит интенсифицировать инновационные процессы в рамках всей отрасли.

Ключевые слова: интеллектуальная собственность, инновации, цифровая платформа, промышленность

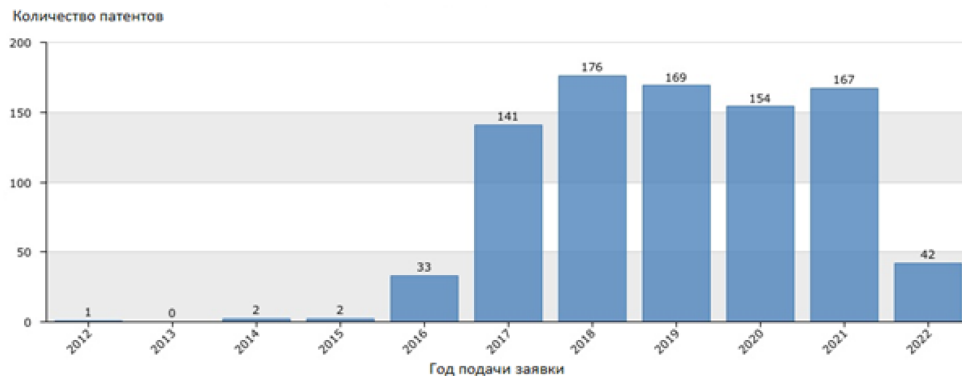
Интеллектуальная собственность, включающая в том числе патенты, объекты авторского права и товарные знаки, является важным институциональным компонентом системы создания и распространения инновационных решений. Система управления интеллектуальной собственностью является важным компонентом бизнес-модели компании, поскольку напрямую влияет на процессы создания ценности, превращающие интеллектуальный капитал в конечные продукты. Патентная документация открыто публикуется и аккумулируется в базах данных патентных ведомств, что позволяет идентифицировать создателей технологий и владельцев исключительных прав и, соответственно, открывает возможность для создания сетей сотрудничества. Таким образом система управления интеллектуальной собственностью способствует передаче перспективных технологических решений из научных организаций в промышленность и кросс-отраслевому распространению инноваций. Кроме того, патенты демонстрируют инновационный потенциал предприятия, что может способствовать привлечению новых партнеров и креативных сотрудников [1, 2].

Целью данной работы является обзор открытых моделей управления интеллектуальной собственностью, применение которых на предприятиях ракетно-космической промышленности позволит интенсифицировать инновационные процессы в рамках всей отрасли.

В наукоемких отраслях, таких как ракетно-космическая, эффективная конкуренция невозможна без выработанной стратегии интеллектуальной собственности, которая представляет собой набор действий и руководящих процессов для принятия решений, касающихся исследования, создания, приобретения, защиты, использования и

периодической оценки всех типов интеллектуальной собственности для максимизации ценности разработок предприятия, таких как технологии, продукты, услуги [3].

На рисунке показана динамика патентования в России изобретений, относящихся к классу В64G «Космонавтика; космические корабли и их оборудование».



Патентная активность в ракетно-космической промышленности

Данная статистика отражает значительный инновационный потенциал предприятий ракетно-космической промышленности. Как показывает практика, лишь крайне незначительное количество патентов коммерциализируется, причем зачастую отсутствие коммерциализации не коррелирует с научно-технической ценностью патента. При этом многие результаты интеллектуальной деятельности могут быть востребованы на других предприятиях ракетно-космической отрасли, однако отсутствие эффективных механизмов доступа к интеллектуальной собственности препятствует распространению инноваций в отрасли.

Уже на стадии разработки концепции будущего высокотехнологичного продукта необходимо выявить уже имеющиеся у предприятия объекты интеллектуальной собственности, которые могут быть использованы в проекте. При этом важно оценить потенциал коммерциализации этой интеллектуальной собственности, ее возможности сформировать новую рыночную нишу. В процессе НИОКР создаются новые объекты интеллектуальной собственности и появляется необходимость принятия решения о их правовой охране в качестве патентов, ноу-хау и др. Предприятия может коммерциализировать свою интеллектуальную собственность, чтобы получать от нее дополнительный доход или создавать коллаборации для реализации дальнейших инновационных проектов. Кроме того, способы использования интеллектуальной собственности включают безвозмездную передачу и открытый обмен объектами интеллектуальной собственности, например, программное обеспечение с открытым исходным кодом. Также портфель ИС напрямую влияет на технологическую репутацию компании, что позволяет привлекать частных и государственных инвесторов. В условиях цифровой экономики инновационные процессы перестают быть линейными, а бизнес-модели выходят за границы предприятия, чему способствует предоставление открытого доступа.

Открытая платформа, ядром которой является инновационная технология, привлекает более широкий круг участников с различными знаниями и дает возможность проводить множество экспериментов. Это повышает осведомленность потенциальных

партнеров и заказчиков и дает владельцу платформы доступ к внешним знаниям и данным и позволяет вывести технологию на новый уровень развития. Пример такой платформы, выстроенной вокруг технологии широкого применения — сервис квантовых вычислений Amazon Braket. Amazon Braket обеспечивает доступ к различным производителям оборудования для квантовых вычислений. Объединив нескольких поставщиков технологий и разработчиков в различных вариантах использования на открытой облачной платформе в облаке, Amazon Braket не только напрямую коммерциализирует технологии квантовых вычислений, но и создает долгосрочную ценность, накапливая результаты работы множества сторонних исследователей [4].

Практика открытого исходного кода давно признана и широко применяется в индустрии программного обеспечения. В исследованиях, посвященных этой теме, выделяются следующие причины, побуждающие участников рынка участвовать в разработке программного обеспечения с открытым исходным кодом [5]:

1. Экономическая. Компании, выпуская открытое программное обеспечение, стремятся к максимизации прибыли за счет продажи дополнительных услуг, либо к снижению затрат на НИОКР, поскольку разработчики из сообщества открытого кода бесплатно тестируют продукт и сообщают об ошибках.
2. Технологическая. Компании получают поток идей от сообщества открытого кода, способствующий дальнейшему развитию технологии.
3. Социальные. Разработка программного обеспечения с открытым кодом повышает социально-репутационный капитал компании.

Платформы, основанные на открытых моделях доступа к интеллектуальной собственности, могут стать драйвером ускорения инновационного развития предприятий ракетно-космической промышленности, за счет распространения перспективных технологий, в первую очередь, цифровых, таких как искусственный интеллект, распределенные реестры, цифровые двойники.

Литература

- [1] Pisano G.P., Teece D.J. How to capture value from innovation: Shaping intellectual property and industry architecture. *California Management Review*, 2007, vol. 50, no. 1, pp. 278–296.
- [2] Hoenen S. et al. The diminishing signaling value of patents between early rounds of venture capital financing. *Research Policy*, 2014, vol. 43, no. 6, pp. 956–989.
- [3] Hernández-Chea R., Vimalnath P., Bocken N., Tietze F., Eppinger E. Integrating Intellectual Property and Sustainable Business Models: The SBM-IP Canvas. *Sustainability*, 2020, no. 12 (21), art. 8871. DOI: <https://doi.org/10.3390/su12218871>
- [4] Bogers M., Chesbrough H., Moedas C. Open innovation: Research, practices, and policies. *California Management Review*, 2018, vol. 60, no. 2, pp. 5–16.
- [5] Bonaccorsi A., Rossi C. Comparing motivations of individual programmers and firms to take part in the open source movement: From community to business. *Knowledge, Technology & Policy*, 2006, vol. 18, no. 4, pp. 40–64.

УДК 658.527

Применение имитационного моделирования – виртуальная копия производства

Корж Сергей Евгеньевич serkg@mail.ru

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Имитационное моделирование — метод моделирования производственных процессов, когда с помощью компьютерной программы создается «виртуальная» копия рассматриваемого производства. Приведен обзор перспективного применения имитационного моделирования поточного производства в аэрокосмической сфере и представлены задачи проводимого исследования. Сделаны выводы, что имитационное моделирование в среде Tecnomatix Plant Simulation обладает достаточным набором инструментов для верификации результатов исследования.

Ключевые слова: организация производства, имитационное моделирование, поточное производство, серийное производство

Организация производства летательных аппаратов является комплексным и сложным процессом. Организация производственных и сборочных цехов, логистики между ними включает в себя отслеживание множества параметров и переменных. Точность расчета этих параметров и переменных напрямую влияют на эффективность производства, повышая его экономическую прибыль и снижая время производства изделий. Основными мерами по повышению эффективности производства являются [1]:

- совершенствование технологических процессов;
- организация непрерывного поточного производства;
- обеспечение ритмичности работы предприятия;

Если в настоящее время производство ракет-носителей больше несет характер штучного производства, то с развитием освоения космического пространства человечеством появится необходимость если не в массовом, то в многосерийном производстве машин по выводу космических аппаратов на орбиту [2]. Одним из перспективных методов организации такого производства является создание непрерывного поточного производства.

Эффективная работа поточного производства заключается в его непрерывности — то есть строгое соблюдение такта на всех рабочих местах выпуска продукции в соответствии с заданным циклом. Учитывая, что ракеты-носители являются сложными и высокотехнологичными изделиями, а части изделия могут изготавливаться в разных городах или странах, то расчет взаимодействия всех компонентов линии производства является задачей нетривиальной и практически неосуществимой с точки зрения достоверности полученных данных при применении одних только математических расчетов. Это приводит к необходимости применения более комплексных методов организации производства, одним из которых и является имитационное моделирование.

По ГОСТ Р 50995.3.1–96: «Целью ТПП является оптимальное по срокам и ресурсам обеспечение технологической готовности производства к изготовлению изделий в соответствии с требованиями заказчика или рынка данного класса изделий» [3]. В свою очередь, ТПП предусматривает проведение большого числа работ по рационализации, организации, технологических решений по организации производства в соответствии с ГОСТ Р 15.000–94 [4].

Имитационное моделирование (ИМ) позволяет проводить моделирование различных этапов технологической подготовки производства и эксперименты для верификации эффективности принятых решений. При этом разработка первых версий ИМ возможна на этапе опытно-конструкторских и опытно-технологических работ в связи с тем, что ИМ имеет возможность быстро применить новые входные данные и в кратчайшие сроки получать актуальную информацию по поставленным перед ней задачам [5].

В ИМ изучаемая система заменяется виртуальной моделью с достаточной точностью, что позволяет проводить требуемые эксперименты с целью получения практически значимой информации.

Преимущества имитационной модели:

- параметры виртуальной системы максимально приближены к реально существующим;
- простота управления всеми переменными системы, такими как время;
- тонкая настройка всех характеристик системы для получения требуемого результата;
- графическая визуализация системы ускоряет процесс обработки и анализа информации;
- высокая степень интеграции с прочими компьютерными системами, включая PLM, CAD и т.д.

Современные программы для имитационного моделирования, такие как GPSS-World, AnyLogic и Tecnomatix Plant Simulation, обладают обширным набором инструментов для создания виртуальной копии производства. Главным же преимуществом применения имитационного моделирования для организации производства является возможность анализа производства без влияния на реальное, или же когда рассматриваемое производство находится на ранних этапах проектирования. При этом имитационные модели позволяют получать точные и своевременные данные о рассматриваемом производстве, что сильно повышает эффективность и снижает затраты времени на организацию производства.

Таким образом имитационное моделирование — эффективное средство исследования и проектирования производства. Потребность в имитационном моделировании возникает в связи с высокой стоимостью и/или невозможностью проведения такого рода исследований над реальным объектом, а также из-за большой продолжительности проведения в подлинном объеме времени. Следовательно, актуальность моделирования будет повышаться с течением времени.

Следует учесть, что имитационное моделирование не способно полностью заменить расчетную составляющую организации производства. Как минимум для разработки первичных версий имитационной модели необходимо разработать приблизительную схему производства и произвести приближенный расчет длительности производственных процессов, осуществляемых на каждом рабочем месте поточной линии [6].

Однако имитационную модель возможно разработать методом «от обратного». То есть использовать вместо расчетных параметров требуемые, ориентируясь на необходимую длительность цикла производства в зависимости от такта выпуска. Данный метод позволяет заранее определить узкие места производственной линии, что позволяет вносить изменения в схему производства (например — добавление новых рабочих мест) еще до начала первых шагов по реализации производства в реальности [7].

В рамках проводимого исследования рассматривается поточное производство однотипных изделий. Целью работы является определение комплекса мер по перенастройке линий производства при переходе с одного типа изделия на другой. При этом необходимо обеспечить минимальные задержки работы производства и трудозатраты

на переналадку. Для достижения поставленной цели необходимо решить следующие задачи:

1. Провести комплексный анализ поточного производства.
2. Определить закономерности работ при переналадке линии с одного типа изделия на другой.
3. Разработать комплекс мер по эффективной переналадке производственных линий.
4. Верифицировать разработанные методы с помощью имитационного моделирования.

На данный момент в рамках работы проводится исследование основных принципов поточного производства и проверяется возможность моделирования данного типа производства в среде Tecnomatix Plant Simulation. Установлено, что с использованием встроенного в программу модуля программирования проводить моделирование поточного производства с необходимой точностью описания сущности производственных процессов представляется возможным.

В дальнейшем планируется разработка имитационной модели производства изделий аэрокосмической отрасли. Для этого будет подобрано несколько однотипных изделий, изготовление которых будет осуществляться на данном «виртуальном» производстве. С использованием практического опыта, и результатов, полученных в ходе анализа имитационной модели, будут разработаны рекомендации по переналадке производственных линий или участков при переходе с одного изделия на другое для реализации заданной программы выпуска. Также планируется рассмотреть возможность выпуска нескольких изделий одновременно.

В связи с распространением поточного (поточно-постового) метода организации производства в аэрокосмической промышленности, проводимая работа видится актуальной и может найти реальное практическое применение на предприятиях отрасли.

Литература

- [1] Агафонова М.С., Торба Е.К., Морозова В.В. Совершенствование производственного процесса на предприятии. Концепт, 2017, т. 2, с. 447–450. URL: <http://e-koncept.ru/2017/570088.htm> (дата обращения 27.11.2022).
- [2] Кричевский С.В. Перспективы космической эры: сверхглобальные проекты и экологичные технологии. ВКС, 2018, №1 (94). URL: <https://cyberleninka.ru/article/n/perspektivy-kosmicheskoy-ery-sverhglobalnye-proekty-i-ekologichnye-tehnologii> (дата обращения 27.11.2022).
- [3] ГОСТ Р 50995.3.1–96. Технологическая подготовка производства. Москва, Госстандарт России, 1997, 20 с.
- [4] ГОСТ Р 15.000–94. Система разработки и постановки продукции на производство. Москва, Стандартинформ, 2010.
- [5] Кузина С.В. Разработка инструментов планирования процессов подготовки производства на основе имитационного моделирования. Дис. канд. техн. наук. Москва, 2019, 163 с.
- [6] Абрамова И.Г. Имитационное моделирование организации производственных процессов машиностроительных предприятий в инструментальной среде tecnomatix plant simulation. Самара, Изд-во СГАУ, 2014, 80 с.
- [7] Duanmu J., Taaffe K. Measuring manufacturing throughput using takt time analysis and simulation. 2007 Winter Simulation Conference, 2007, pp. 1633–1640. DOI: <https://doi.org/10.1109/WSC.2007.4419783>

УДК 65.011.2

Потенциал будущего роста предприятия (FGV) как прокси-показатель интеллектуального капитала высокотехнологичных предприятий ракетно-космической отрасли

Крюкова Мария Олеговна

kmo2001@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Кискин Никита Алексеевич

kiskinna@student.bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Соколянский Василий Васильевич

sokolyansky.vv@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Лобачева Елена Николаевна

lobacheva-e-nru@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Рассмотрены перспективы внедрения в инструментарий оценки эффективности экономико-производственной деятельности модели FGV (величины потенциала будущего роста предприятия). Статистические испытания выявили высокую степень влияния индикатора FGV на показатели роста, размеров предприятия и значений параметров интеллектуального капитала. Показана возможность использования модели FGV для оценки интеллектуального капитала высокотехнологичных предприятий как комплекса и присвоения показателю FGV статуса прокси-показателя интеллектуального капитала.

Ключевые слова: интеллектуальный капитал, прокси-показатели, высокотехнологичные отрасли промышленности, ракетно-космическая отрасль, потенциал роста, размеры предприятия

Введение

Традиционное соотнесение аэрокосмической отрасли к наиболее наукоемким отраслям национальных экономик диктует необходимость введения линейки прокси-показателей эффективности деятельности предприятий этой отрасли.

В «новой экономике» аэрокосмической отрасли стал доминировать принципиально новый тип ресурса — интеллектуальный капитал [1].

В экономической практике целесообразно анализировать интеллектуальный капитал как комплекс, выделяя систему агрегированных прокси-показателей, среди которых существует ряд категорий:

1. По возможности измерения:
 - качественные показатели;
 - количественные.
2. По возможности измерения в денежных единицах:
 - финансовые показатели;
 - нефинансовые показатели.

Наибольший интерес для экономистов-аналитиков на сегодняшний день представляют показатели, отражающие стоимость, созданную интеллектуальным капиталом. В данном контексте корректно упоминание о моделях EVA и VAIC, — показатели экономической добавленной стоимости и интеллектуальный коэффициент добавленной стоимости.

Вместе с тем, учитывая высокую степень конкуренции на рынке ракетно- и авиастроения, современные экономические реалии диктуют необходимость введения в инструментарий экономического анализа деятельности предприятий этой отрасли принципиально нового прокси-показателя интеллектуального капитала, отражающего как мнение рынка о потенциале будущего роста компаний, так и верифицирующий активное создание инновационных продуктов в отрасли.

Подобными качествами, по мнению авторов, может обладать показатель FGV (величина потенциала будущего роста предприятия), что и предопределило цель настоящего исследования.

Отметим, что среди российских специалистов проблемами прокси-показателей интеллектуального капитала активно занимаются [2, 3].

При реализации цели исследования поставлен ряд задач: выполнение исчисления показателя FGV для флагманских российских предприятий ракетно-космической отрасли; выполнить статистические испытания по выявлению степени влияния показателя FGV на параметры роста и размеров предприятий ракетно-космической отрасли, а также на параметры интеллектуального капитала предприятий.

Предметной областью исследования является экономическая деятельность и экономическое поведение высокотехнологичных предприятий отечественной ракетно-космической отрасли.

В качестве объектов исследования выбраны 8 предприятий-лидеров в аэрокосмической отрасли.

Источниками информации послужили корпоративные сайты предприятий, их годовые отчеты за двенадцатилетний период (2008–2020 гг.).

Методы исследования

Для исчисления FGV предприятий ракетно-космической отрасли была использована методика описанная в [4].

Для оценки корреляции параметров FGV с индикаторами роста предприятий, критериями размеров предприятий и параметрами интеллектуального капитала были выполнены статистические испытания посредством множественного корреляционного анализа и использования статистического коэффициента корреляции Пирсона.

Результаты исследования

Полученные результаты оценки индикатора FGV, как величины потенциала будущего роста предприятия, показывают на основе произведенных статистических испытаний высокую степень взаимовлияния как с показателями размеров предприятия и индикаторов роста предприятий, так и с параметрами интеллектуального капитала высокотехнологичных предприятий ракетно-космической отрасли. Результаты, полученные авторами, согласуются и дополняют работы [5].

Заключение

Показано, что модель FGV, ранее традиционно использовавшаяся как рыночная характеристика будущего роста предприятия и в качестве верификатора создания инновационных продуктов в отрасли переживает «настоящий Ренессанс» и может быть рекомендована в качестве одного из прокси-показателей интеллектуального капитала высокотехнологичных инновационных предприятий отрасли ракетостроения.

Литература

- [1] Найденова Ю.Н., Осколкова М.А. Взаимодействие компонентов интеллектуального капитала в процессе создания стоимости фирмы. Корпоративные финансы, 2012, № 4 (24), с.100–112.
- [2] Лисенкова В.С., Сидняев Н.И., Соколянский В.В. Многокритериальная оптимизация расходов на элементы интеллектуального капитала высокотехнологичных предприятий. Вопросы инновационной экономики, 2020, т. 10. № 3, с. 1275–1286.
- [3] Андрусенко А.С., Ямченко Ю.В., Карпенко А.П., Соколянский В.В. Применение модели EVA и коэффициента Тобина для оценки стоимости интеллектуального капитала как комплекса IT-компаний «МГТС» и «Ростелеком». Экономика и предпринимательство, 2016, № 5 (70), с. 527–531.
- [4] Хотинская Г.И. Корпоративный рост: теория, финансовые индикаторы, эмпирические закономерности. Управление, 2015, № 4 (56), с.12–17.
- [5] Белагуров А.О., Соколянский В.В., Терехов В.И. Коэффициент Q-Тобина как один из показателей инвестиционной привлекательности компаний IT-сектора экономики. Экономические науки, 2016, № 137, с. 74–78.

УДК 330.341

Мировая космическая индустрия: вызовы и перспективы

Курцев Николай Олегович
ООО «АКСТИМ»

kno15b361@student.bmstu.ru

Рассмотрены ключевые драйверы развития инноваций мировой космической отрасли и основные причины, которые упрощают выполнение космических научных задач и миссий. Проанализированы области применения и инновационные варианты использования передовых космических технологий. Сделан вывод о том, что мировая космическая индустрия становится более доступной для наукоемких компаний частного сектора благодаря снижению затрат на запуск и эксплуатацию космической техники.

Ключевые слова: стартапы, космическая отрасль, НИОКР, инновации, наукоемкие предприятия

Космическая деятельность, которая в недалеком прошлом являлась прерогативой государственных учреждений, теперь становится более доступной и для частного сектора. Последние технологические достижения в области производства, двигателей и запусков значительно упрощают и удешевляют полеты в космос, а также выполнение научных миссий. Более низкие входные затраты постепенно открывают двери для новых стартапов и побуждают аэрокосмические компании исследовать новые возможности, которые когда-то казались слишком дорогими или сложными. Возможность усовершенствования космических технологий заинтересовала инвесторов, что в итоге привело к всплеску финансирования космических НИОКР за последние пять лет.

На сегодняшний день, потенциал применения инновационных космических технологий представляется огромным, особенно при возможном сотрудничестве аэрокосмических компаний с предприятиями, которые не имели возможности выполнять исследования в космосе. Это могут быть фармацевтические компании, использующие лаборатории на станциях для изучения роста клеток, полупроводниковые компании, которые будут производить чипы во внеземных условиях, чтобы определить, улучшают ли процесс какие-либо аспекты космической среды, такие как отсутствие гравитации. Эти и другие возможности в ближайшем будущем могут стать неотъемлемой частью бизнеса во многих отраслях. Наукоемкие компании, которые начнут пользоваться более широким доступом к космосу и искать новые варианты использования технологий, могут получить долгосрочное конкурентное преимущество на рынке.

Уже достаточно продолжительное время космос является инкубатором инноваций — сначала от правительств и крупных телекоммуникационных компаний, а теперь и от крупных частных компаний, таких как SpaceX, Virgin Galactic и Blue Origin. С момента запуска Спутника-1 в 1957 году и до сегодняшнего дня космическая экономика приносила большую часть своей ценности за счет спутниковых услуг, включая связь, а также сбор и анализ данных и изображений. Также стоит отметить, что спутники помогают мировым лидерам решать такие трудноразрешимые социальные, экологические и экономические проблемы, как изменение климата, обеспечение продовольственной и национальной безопасности [1].

На текущий момент можно выделить несколько драйверов развития инноваций космической отрасли:

1. Снижение себестоимости запусков. Стоимость тяжелых запусков на низкую околоземную орбиту (НОО) упала с 65 000 долларов за килограмм до 1 500 долларов за килограмм. Благодаря компьютерному проектированию, трехмерной печати удалось добиться снижения затрат за счет оптимизации производственного процесса и улучшения цепочек поставок [2].
2. Уменьшение размера и веса спутников. Оптимизации удалось добиться благодаря использованию более легких солнечных панелей и энергоэффективных батарей. Более того, эти изменения снизили себестоимость спутников и сделали их запуск и эксплуатацию доступными для многих частных организаций. Повышение спроса на спутники также приводит к снижению затрат, поскольку производители получают экономию за счет увеличения объемов производства.
3. Увеличение инвестиций в частные компании. В 2021 году финансирование частных компаний, связанных с космосом, превысило 10 миллиардов долларов — рекордно высокий показатель, который увеличился примерно в десять раз за последнее десятилетие. Доля глобального финансирования космических исследований и разработок, поступающего от правительства США, за тот же период снизилась с 70 до 50 %. При этом количество ежегодно финансируемых космических стартапов увеличилось более чем в два раза с 2010 по 2018 год [3].

Однако, прежде чем амбициозные космические проекты смогут стать реальностью, необходимо добиться значительного прогресса в преодолении ключевого вызова — дальнейшего снижения затрат на запуск и эксплуатацию носителей. Постоянное совершенствование технологий побуждает частные компании увеличивать свои инвестиции в космическую экономику уже сейчас. Новые варианты использования космических технологий можно разделить на две категории: технологии «космос-Земля», которые облегчают наземную деятельность, и технологии «космос-космос», которые используются для осуществления деятельности на орбите.

К числу наиболее значимых видов применения технологий «космос-Земля» относятся следующие:

- Интернет-услуги в труднодоступных и отдаленных районах. Наземные сети часто трудно или экономически невыгодно установить в недостаточно обслуживаемых или сельских районах. Помимо основных неудобств, отсутствие связи может препятствовать предоставлению жизненно важных услуг, включая дистанционное обучение или онлайн-медицинские консультации. Благодаря предоставлению услуг Интернета в этих районах спутниковая связь может повысить уровень равенства в области образования и социального взаимодействия и улучшить состояние здоровья населения.
- Сельское хозяйство. Космические дистанционные датчики собирают множество данных, включая изображения, информацию о погодных условиях и данные об электромагнитных волнах, которые могут быть использованы в сельском хозяйстве.
- Энергетика. Коммунальные службы могут использовать спутниковые данные для мониторинга растительности, которая может создавать помехи для критически важной инфраструктуры, включая линии электропередач. Решая проблемы до их обострения, компании могут избежать перебоев с электроснабжением.
- Горнодобывающая промышленность. Спутниковые данные могут помочь горнодобывающим компаниям в картировании выбросов, мониторинге поставок по всей производственно-сбытовой цепочке и совершенствовании разведочных работ путем выявления районов, богатых полезными ископаемыми.

Поскольку частые космические запуски и долгосрочные миссии становятся более рентабельными с финансовой точки зрения, впервые становятся возможными новые варианты применения технологий «Космос — Земля». К таким примерам использования можно отнести следующие:

- НИОКР в космосе. Предприятия вне космической отрасли не осуществляют крупномасштабных проектов в этой области, однако при более низких затратах и более совершенных технологиях ситуация может измениться, поскольку компании будут опираться на результаты исследований, проведенных на МКС.
- Производство, строительство и сборка. Некоторые компании, производящие полупроводники, уже изучают возможности создания микросхем на производственных установках на орбите, поскольку естественный вакуум в космосе может потенциально облегчить применение инновационных тонкослойных методов путем сокращения или ликвидации газов в процессе производства.
- Более обширные исследования и космический туризм. Новаторские формы исследования дальнего космоса, включая полеты экипажей на Марс, могут стать возможными, если продолжат развиваться такие технологии, как ядерные двигатели.

Деятельность в большинстве из этих инновационных областей космической деятельности в настоящее время носит весьма ограниченный характер, однако дальнейшие технологические достижения будут постепенно ускорять этот прогресс [4].

Таким образом, мировая космическая индустрия перестает быть исключительной прерогативой крупных аэрокосмических компаний или государственных учреждений с огромными бюджетами и становится более доступной для наукоемких компаний частного сектора, благодаря снижению затрат на запуск и эксплуатацию космической техники. Применение изобретений из этой индустрии может значительно улучшить деятельность как на Земле, так и на орбите, а коммерциализация технологий этой отрасли потенциально может принести пользу практически любому сектору бизнеса.

Литература

- [1] Six ways space technologies benefit life on Earth. Global Future Council on Space Technologies, October 2020. Available at: https://www3.weforum.org/docs/WEF_GFC_Six_ways_space_technologies_2020.pdf (accessed November 28, 2022).
 - [2] Space Launch to Low Earth Orbit: How Much Does It Cost? Aerospace. Available at: <https://aerospace.csis.org/data/space-launch-to-low-earth-orbit-how-much-does-it-cost/> (accessed November 28, 2022).
 - [3] Start-up space: Update on investment in commercial space ventures 2021. Bryce Tech. Available at: https://brycetech.com/reports/report-documents/Bryce_Start_Up_Space_2021.pdf (accessed November 28, 2022).
 - [4] How will the space economy change the world? McKinsey and Company. Available at: <https://www.mckinsey.com/industries/aerospace-and-defense/our-insights/how-will-the-space-economy-change-the-world> (accessed November 28, 2022).
- November 28, 2022).

УДК 368.025.661

Страхование рисков аэрокосмических объектов

Левкина Александра Александровна

eler1963@mail.ru

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Рассмотрены страховые риски аэрокосмических объектов для дальнейшей возможности усовершенствования правил страхования. Выполнен анализ страхования рисков авиакосмических объектов, выявлены и проанализированы текущие риски авиакосмических объектов с обоснованием необходимости мониторинга страховых рисков, с дальнейшей перспективой их развития. Оценки важности новых страховых рисков была проведена экспертной группой специалистов, обладающих компетенцией в оценке страховых рисков. Экспертам оценена важность роли каждого выявленного риска в страховании авиакосмических объектов. Оценка осуществлялась путем ранжирования рисков в порядке важности влияния на возможный ущерб.

Ключевые слова: *риски, страхование, экспертная оценка, ранг, страновые риски, страхование аэрокосмических объектов*

Актуальность изучения страхования рисков авиакосмических объектов высока. Это объясняется тем, что в настоящее время активно развивается авиакосмическая отрасль, появляются новые технологии и без постоянного мониторинга и выявления возможных вариаций страховых рисков страхователь и страховщик будут нести большие финансовые потери.

К настоящему моменту рынок страхования рисков авиакосмических объектов достаточно развит. Однако объективно заметить, что из-за ограниченных финансовых возможностей российских страховщиков основная доля ответственности возлагается на международный рынок страхования рисков. А это значит, что они определяют условия страхования и ценовую политику рынка [1].

Сложная ситуация пандемии в мире спровоцировала проблемы и задержки в работе ремонтных служб, из-за чего страховщики рискуют переплатить стоимость работ по восстановлению воздушных судов. Так же из-за невозможности передвижения инженеров и специалистов по оценке масштабов повреждений, страховые компании вынуждены разрабатывать новые мероприятия по восстановлению летательных аппаратов.

Космическое страхование претерпевает кризисное состояние. Закрываются в большом объеме подразделения, компании уходят с рынка. Ситуация неустойчивая, и если произойдет хотя бы один крупный убыток, то он может привести к нестабильным тарифам по российским убыткам [2].

Перспектива дальнейшего исследования страхования рисков авиакосмических объектов состоит в более детальном и углубленном изучении с различных точек зрения. Кроме того, было интересно рассмотреть вопрос причины выявления новых страховых рисков с двух сторон, как со стороны владельца авиакосмического объекта, так и со стороны страховой компании.

При анализе экспертным методом страховых рисков были выявлены новые риски, которые необходимо оценить для возможности дальнейшего возмещения ущерба, при их наступлении, в случае подтверждения их наступления.

Для оценки важности новых страховых рисков была сформирована экспертная группа специалистов, обладающая компетенцией в оценке страховых рисков.

Экспертам было предложено оценить важность роли каждого выявленного риска в страховании авиакосмических объектов. Оценка производилась путем ранжирования рисков в порядке важности влияния на возможный ущерб.

Количество специалистов, принимающих участие в оценке равно пяти. Компетентность специалистов равнозначна, были выявлены наиболее важные риски космических объектов: неплатежеспособность владельца авиакосмического объекта; увеличение наземных повреждений от погодных условий из-за невозможности перебазирования (в следствии пандемии); приостановление эксплуатации флота из-за пандемии; ухудшение уровня квалификации специалистов из-за непроработанного обучения в условиях пандемии; невозможность передвижения инженеров и специалистов в условиях пандемии; расчистка места происшествия от обломков (остатков) застрахованного космического объекта; полная гибель наступившая в результате происшествия; страхование повреждения материала; страхование рисков, связанных с производством (сбор, монтаж); страхование от огня и стихийных бедствий.

По степени важности наиболее существенным риском космического объекта оказался риск гибели, наступивший в результате происшествия, менее существенным — страхование от огня и стихийных бедствий.

Страхование рисков авиакосмических объектов проводится на всех этапах жизненного цикла объекта. Риски полной гибели, а также критерии повреждения, при частичной гибели, как и другие возможные причины ущерба определяются между страхователем и страховщиком исходя из их соглашений, прописанных в условиях страхования [3].

Страховая компания сама определяет и выбирает какие риски страхователя готова покрывать. Они предоставлены в открытом доступе и клиент вправе сам выбрать у какой страховой организации он готов страховать свои возможные убытки.

При этом ведущую роль играют условия договора, которые обсуждаются договаривающимися сторонами, и те доходы (или накопления), которые находятся в распоряжении страхователя [4].

Из данного расчета можно сделать вывод, насколько важно было для владельца авиакосмического объекта учитывать возникновение новых рисков и вовремя застраховать их.

Эффекта страхования рисков можно достичь в полном объеме, если после страховых выплат получится закрыть отрицательные экономические последствия страхователя, при возникновении страхового случая.

В данном случае из-за того, что риск не был учтен вовремя владелец авиакосмического объекта несет убыток без возможности покрытия убытка страховой компанией, что неблагоприятно скажется на финансовом состоянии.

Также страховые компании могут нести большие потери в связи с несвоевременным выявлением новых рисков и возможности их страхования, так как потенциальные клиенты будут выбирать страховые компании, в которых учитываются современные реалии и в которых предоставляется полный перечень страховых продуктов.

Литература

- [1] Закон РФ от 20.08.1993 № 5663-1 (ред. от 11.06.2021) «О космической деятельности». URL: https://www.consultant.ru/document/cons_doc_LAW_3219/ (дата обращения 12.11.2022).
- [2] Банникова А.В., Павлова В.Н., Шепелин Г.И., Проблемы становления космического страхования в современных условиях, 2016. URL: <http://ucom.ru/doc/na.2016.01.01.023.pdf> (дата обращения 01.10.2022).
- [3] Коротеева А.А. Динамика аварийности и страхование запусков космических аппаратов в Российской Федерации, Страховое дело, 2018. URL: <https://ankil.info/lib/1/232/2046/> (дата обращения 12.11.2022).
- [4] Goehlich R.A., Rücker U. Acta Astronautica, 2005, vol. 56, p. 337–346.

УДК 658

К вопросу об оценке эффективности единичного производства на предприятиях ракетно-космической отрасли

Масленникова Юлия Леонидовна

maslennikova.yuliya@yandex.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Бром Алла Ефимовна

allabrom@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Поднимается вопрос о необходимости выбора различных подходов к оценке эффекта от сокращения длительности производственного цикла для разных типов производств. Освещена специфика производственной деятельности на предприятиях ракетно-космической отрасли; приведены способы сокращения длительности производственного цикла, продолжительность которого является одним из важнейших технико-экономических показателей; предложены способы оценки эффекта от сокращения длительности производственного цикла для единичных производств предприятий ракетно-космической отрасли, и обоснована их целесообразность.

Ключевые слова: предприятия ракетно-космической отрасли, единичное производство, производственный цикл, эффективность

Введение

В силу специфики решаемых задач изделия ракетно-космической промышленности (РКП) являются сложными, высокотехнологичными системами. Специфика РКП заключается в предъявлении высоких требований к качеству финальных изделий, что обуславливает высокую наукоемкость отрасли; в уникальности, сложности и высокой стоимости изделий, а также применяемых технологий и сопутствующего им оборудования; высокой трудоемкости, измеряемой сотнями тысяч нормо-часов; производство относится к мелкосерийному типу (а в ряде случаев и к единичному) [1]. Все это, а также широкая внутриотраслевая и межотраслевая кооперация, большое число соисполнителей в процессе проектирования, изготовления и испытания изделий обуславливает высокую длительность производственного цикла изготовления ракетно-космической техники (РКТ) (порядка 1,5 лет), а цикл создания изделий, включающий этапы от разработки до выпуска, может длиться более 7 лет [2, 3].

Длительность производственного цикла — одно из важнейших технико-экономических показателей. Оно является фактором, выступающим мерой оценки эффективности производственного процесса.

Для массового и крупносерийного типов производств возможно сокращение длительности цикла за счет автоматизации цехов или участков, использования прогрессивных технологий изготовления, дозагрузки оборудования, повышения степени параллельности выполнения операций, сокращения партии запуска. Однако, эти технологические и организационные мероприятия нецелесообразны или невозможны для единичных и мелкосерийных типов производств. Таким образом, встает вопрос о необходимости выбора различных способов оценки эффекта от сокращения длительности производственного цикла для разных типов производств.

Методы

Для оценки эффекта от сокращения длительности производственного цикла в статье используются общенаучные методические и логические приемы установления наличия взаимосвязей между изучаемыми технико-экономическими показателями и технические приемы количественной оценки влияния частных факторов на отклонение изменений изучаемых экономических процессов.

Результаты.

Для каждого типа производства в общем виде внешний эффект от сокращения продолжительности производственного цикла выражается через ускорение от использования реализуемой продукции в данном производственном процессе изделий:

$$\Delta Q_{\text{рп}} = \Delta T_{\text{пц}} B,$$

где B — среднесуточная реализация по данному производственному процессу, руб. с приростом годового эффекта $\Delta \mathcal{E}_\Gamma$.

При построении и развитии производственной системы массового и крупносерийного типов производства происходит воздействие на производственные ресурсы, включая структуру предприятия, путем разработки и реализации соответствующих организационных мероприятий. Экономический эффект от разработки и реализации организационных мероприятий в общем виде можно оценить следующим образом:

$$\mathcal{E}_{\text{орг}} = \Sigma \mathcal{E} - \Sigma \Pi,$$

где $\Sigma \mathcal{E}$ — ресурсы, время и пространство, их взаимодействие, потребление, обмен и распределения; $\Sigma \Pi$ — потери, обусловленные тем или иным уровнем организации производства.

В качестве примера организационного мероприятия, направленного на сокращение продолжительности производственного цикла, может служить дозагрузка оборудования. Экономический эффект от более полной загрузки оборудования [4]:

$$\mathcal{E}_{\text{з.о}} = \Phi_{\text{пл}} N_{\text{пл}} + \Phi_{\text{ф}} N_{\text{ф}}) f_{\text{вп}} Y_{\text{р}} / 100,$$

где $\Phi_{\text{пл}}$, $\Phi_{\text{ф}}$ — плановый и фактический фонд времени работы единицы оборудования, ч; $N_{\text{пл}}$, $N_{\text{ф}}$ — число единиц оборудования, работавшего фактически и намеченного к загрузке по плану; $f_{\text{вп}}$ — выпуск продукции за 1 ч работы единицы оборудования, руб.

Помимо этого управленческие решения в области организации производства и труда могут обеспечить ликвидацию внутрисменных потерь рабочего времени, что приведет к росту производительности труда [5]:

$$\Delta \Pi = (T_{\text{п.р}} - T_{\text{от}} + T_{\text{п.н}}) / T_{\text{оп}} \cdot 100,$$

$T_{\text{п.р}}$ — общая сумма потерь рабочего времени в течение дня, зависящих от рабочего, мин; $T_{\text{от}}$ — время регламентированных перерывов на отдых и личные надобности, мин; $T_{\text{п.н}}$ — сумма времени перерывов в течение рабочего дня, связанных с недостатками в организации труда и производства, мин; $T_{\text{оп}}$ — сумма оперативного времени по нормативному балансу времени рабочего дня, мин.

Мелкосерийные и единичные типы производств характеризуются низким коэффициентом загрузки оборудования и сравнительно низкой производительностью труда. Поэтому требуются иные управленческие решения по сокращению длительности производственного цикла или цикла создания изделия, а также другие подходы к оценке экономического эффекта или эффективности. Для мелкосерийных и единичных производств РКП с большой долей научно-исследовательских и опытных работ целесообразно внедрять технологии, позволяющие свести к минимуму количество циклов отработки конструкции и технологии изготовления. Например, виртуальные испытания цифровых двойников изделий обеспечат сокращение количества внутрипроизводственных дефектов, приводя к сокращению продолжительности производственного цикла (цикла изготовления РКТ). Поэтому предлагается оценивать экономический эффект при сокращении потерь от внутрипроизводственных дефектов [6]:

$$\mathcal{E}_{\text{деф}} = (K'_{\text{деф}} - K''_{\text{деф}}) \cdot \Pi_{\text{деф}},$$

где $K'_{\text{деф}}$ — количество дефектных изделий в базовом периоде; $K''_{\text{деф}}$ — количество дефектных изделий в расчетном периоде после проведения организационных мероприятий; $\Pi_{\text{деф}}$ — стоимость дефектных деталей.

Более того, на предприятиях РКП в незавершенном производстве находится порядка 60-80% оборотных средств, что для массовых и крупносерийных производств не типично. Поэтому уместно оценивать эффект от высвобождения оборотных средств в условиях сокращения производственного цикла следующим образом:

$$\mathcal{E}_{\text{обор}} = (T' - T'') S N K_{\text{нз}},$$

где T' и T'' — длительности производственного цикла до и после организационных мероприятий; S — себестоимость изделия, руб.; N — количество изделий, шт.; $K_{\text{нз}}$ — коэффициент нарастания затрат,

$$K_{\text{нз}} = (S_{\text{е}} + 0,5S_{\text{п}})/(S_{\text{е}} + S_{\text{п}}),$$

где $S_{\text{е}}$ — затраты, производимые одновременно в начале процесса производства; $S_{\text{п}}$ — последующие затраты до окончания производства.

Заключение

Таким образом, для разных типов производств требуется установление критерия эффекта/эффективности, т. е. главного признака оценки, учитывающего специфику каждого из них. Если для крупносерийных и массовых производств целесообразно оценивать дифференциальные показатели, характеризующие уровень эффективности основных видов затрат и ресурсов, включая трудоемкость, материалоемкость, фондоемкость, то для единичных и мелкосерийных производств такая мера оценки не является показательной. Для предприятий РКП возможно сокращение производственного цикла за счет развития стандартизации, унификации деталей и узлов, использования передовых технологий на этапах разработки и испытаний. Основные потери единичного производства отражаются в издержках от появляющихся на производстве или во время испытаний дефектов, а также от пролеживания незавершенного производства. Сокращение длительности производственного цикла на предприятиях РКП ведет к

уменьшению потребной площади складских помещений для хранения незавершенного производства, запасов сырья и материалов, к улучшению использования основных фондов.

Литература

- [1] Бром А.Е., Масленникова Ю.Л. Оценка организационной устойчивости опытного производства с учетом приоритетности выполнения заказов. Автоматизация в промышленности, 2021, № 8, с. 39–42.
- [2] Рязанов А.А. Управление конкурентоспособностью ракетно-космической промышленности России в условиях перехода к цифровой экономике. Актуальные проблемы современного общества и пути их решения в условиях перехода к цифровой экономике. Матер. XIV междунар. науч. конф.: в 4 ч. Москва, 2018, с. 367–382.
- [3] Кондратенко А.Н. Оценка состояния и приоритетные направления развития ракетно-космической промышленности. Вестник НПО «Техномаш», 2020, № 2 (11), с. 21–30.
- [4] Туровец О.Г., Харитонов Н.Н. Организационно-экономические аспекты организации производственного процесса на предприятии. Экономинфо, 2020, т. 17. № 1, с. 5–9.
- [5] Туровец О.Г., Родионова В.Н. Экономические проблемы организации производства на предприятиях машиностроения. Экономинфо, 2018. Т. 15. № 1. С. 12–16.
- [6] Коршунов Г.И., Поляков С.Л. Сокращение времени производственного цикла на основе внедрения методов менеджмента и технологических инноваций. Информационно-управляющие системы, 2013, № 4 (65), с. 78–82.

УДК 65.011.56

Влияние автоматизации на эффективность предприятий ракетно-космической отрасли

Масленникова Юлия Леонидовна

maslennikova.yuliya@yandex.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Актуальность темы обусловлена необходимостью развития ракетно-космического комплекса России в целях научного и технологического роста отечественной экономики и обеспечения обороноспособности и национальной безопасности России. Острой проблемой промышленных предприятий остается необходимость разработки и применения специальных информационных, автоматизированных и управленческих технологий, позволяющих повысить эффективность предприятий ракетно-космической отрасли с учетом ее специфики. В работе отражена специфика предприятий ракетно-космической промышленности, выявлены потери, связанные с особенностями производства ракетно-космической техники. Предложен подход к анализу роста эффективности предприятий при внедрении частичной автоматизации процессов создания продукции.

Ключевые слова: ракетно-космическая промышленность, незавершенное производство, автоматизация и управление, эффективность, когнитивная модель.

Введение

Ракетно-космическое производство значительно отличается от серийного производства другой машиностроительной техники в связи с оригинальностью и сложностью конструкции изделий. Для ракетно-космической техники (РКТ) часто требуется материалы, неиспользуемые в других отраслях промышленности по причине необходимости обеспечения коррозионной стойкостью, антиэрозионными свойствами, жаростойкостью и теплоизоляцией, высокой прочностью и жесткостью конструкции ввиду особых условий эксплуатации [1]. Более того процессы сборки и испытаний РКТ часто не имеют аналогов.

При отрицательных результатах испытаний возобновляются исследовательские и конструкторские работы, после чего на производстве возникает внеплановый заказ. На предприятиях ракетно-космического производства часто отсутствует возможность параллельного выполнения операций, поэтому встает необходимость оценки очередности выполнения внепланового заказа с использованием инструмента приоритизации, описанном в статьях [2, 3].

Специфика производства РКТ обуславливает превалирующее использование универсального оборудования, что приводит к появлению минимальных издержек при приоритетном выполнении внепланового заказа, связанных с пуско-наладочными работами, дополнительными перемещениями сотрудников, а также материалов и заготовок. Однако, выполнение приоритетного внепланового заказа обусловит пролеживание планового заказа и рост расходов на хранение незавершенного производства. Чем дольше внеплановый заказ находится в производстве, тем выше потери от незавершенного производства планового заказа.

Изготовление РКТ включает в себя процессы научно-исследовательских работ, проектирования, производства и испытаний. Сокращение длительности выполнения работ на любом из этапов приведет к росту общего уровня эффективности.

Сокращение длительности возможно за счет частичной автоматизации процессов цепочки создания РКТ. Например, сегодня активно развиваются измерительные системы автономных и комплексных испытаний. Современные интегрированные стендовые информационно-управляющие системы (ИИУС), реализуют в единой идеологии функции управления, измерения, диагностики и аварийной защиты.

Влияние автоматизации на эффективность работы предприятий ракетно-космической отрасли с учетом множества разнородных факторов можно проанализировать с помощью инструмента когнитивного моделирования

Методы

Когнитивное моделирование основано на сценарном подходе. Сценарий в этом случае подразумевает управляющие и внешние воздействия, начальные параметры факторов.

Факторы характеризуются начальным значением, которые могут быть представлены вектором базисных состояний [4]:

Эксперт может (воздействовать) увеличивать или уменьшать значения факторов:

$$X(0) = x_1(0), \dots, x_n(0).$$

Взаимовлияния факторов основываются на возмущении (импульсе) и его передаче. Изменение параметра вершины и называется импульсом.

Начальный импульс является приращением значения фактора

$$X(1) = x_1(1), \dots, x_n(1).$$

Тогда начальный вектор приращений

$$p_i(0) = x_i(1) - x_i(0),$$

Прогноз ситуации может быть представлен в следующем виде [4, 5]:

$$P(t+1) = WP(t),$$

где $P(t+1)$ — векторы приращений значений факторов в моменты времени t и $t+1$; W — сила связи.

Тогда значение параметра вершины при импульсном воздействии характеризуется:

$$X(t+1) = X(t) + \sum_{j=1}^n w_{ji} P(t),$$

Совокупность векторов приращения $P(t), P(t+1), P(t+n)$ в последовательные дискретные моменты времени называются импульсным процессом, а состояния ситуации $X(t), X(t+1), X(t+n)$ характеризуют динамику развития ситуаций [4, 5].

Результаты

Прочтение составленной когнитивной карты, описывающей формализацию причинно-следственных связей разного рода факторов, представляет собой следующее: рост государственной поддержки в рамках программ импортозамещения обеспечива-

ет увеличение объема заказов на производство РКТ, что с одной стороны создает обеспечение отечественной базой, но на определенном этапе вызывает нелинейный рост количества доработок конструкций и технологий изготовления, что обуславливает рост количества внеплановых заказов на доработку и негативно отражается на длительности создания РКТ. Увеличение длительности создания РКТ ведет к простоям оборудования по плановым маршрутам, к росту незавершенного производства плановых заказов, увеличению трудоемкости в точках маршрута, что вследствие отражается на эффективности предприятия. Чем ниже эффективность предприятия, тем ниже возможность получения государственной поддержки. На фактор трудоемкости обратное влияние оказывают количество высококвалифицированных кадров и уровень автоматизации частичных процессов. Аналогично рост количества высококвалифицированных кадров сократит количество отработок конструкций и технологий, в свою очередь сокращая количество внеплановых заказов, но с другой стороны их рост может быть обеспечен за счет срывов поставок сырья и комплектующих, что сегодня связано с логистическим кризисом.

По результатам когнитивного моделирования было выявлено, что рост автоматизации на 10 % приведет к сокращению длительности выполнения заказов на 4,2 % спустя 8 месяцев, обеспечивая сокращение незавершенного производства на 2,4 %.

Анализ структуры когнитивной модели показал, что внеочередное выполнение производственных заказов приводит к связыванию больших объемов оборотных средств в незавершенном производстве, так как образуются большие заделы, причем на неопределенный срок.

Выводы

Частичная автоматизация парка оборудования ведет к сокращению длительности выполнения заказов, что обеспечит эффект от высвобождения оборотных средств: по результатам когнитивного моделирования сокращение незавершенного производства составит 2,4 %.

Таким образом, сокращение времени ожидания изделий в производственном процессе и времени непосредственной обработки обеспечат эффект от высвобождения оборотных средств в незавершенном производстве.

Литература

- [1] Орлов А.И., Волков В.А. Организационно-экономические подходы к оценке реализуемости проектов по созданию ракетно-космической техники. Экономический анализ: теория и практика, 2014, № 11 (363), с. 41–47.
- [2] Масленникова Ю.Л. Инструмент оценки очередности выполнения внеплановых заказов на опытно-модельном производстве. : Одиннадцатые Чарновские чтения. Сб. тр. XI Всерос. науч. конф. по организации производства. Москва, 2022, с. 78–84.
- [3] Бром А.Е., Масленникова Ю.Л. Оценка организационной устойчивости опытного производства с учетом приоритетности выполнения заказов. Автоматизация в промышленности, 2021, № 8, с. 39–42.
- [4] Кулинич А.А. Компьютерные системы анализа ситуаций и поддержки принятия решений на основе когнитивных карт: подходы и методы. Проблемы управления, 2011. № 4, с. 31–45.
- [5] Axelrod R. The Structure of Decision. Cognitive Maps of Political Elites. Princeton, University Press, 1976, 395 p.

УДК 65.01

Уровни стратегического планирования и управления в ракетно-космической отрасли

Мелихова Екатерина Дмитриевна

МГТУ им. Н.Э. Баумана

melikhovaed@student.bmstu.ru

Третьякова Виктория Александровна

МГТУ им. Н.Э. Баумана

tva@bmstu.ru

Исследован вопрос организации и функционирования системы стратегического планирования и управления на предприятиях ракетно-космической отрасли. Обоснована актуальность развития системы для достижения целей устойчивого развития отрасли и общества в целом. Показано, что система нуждается в совершенствовании, которое предлагается осуществить путем создания центров компетенций по направлениям космической деятельности с целью снижения трудозатрат и увеличения скорости принятия решений.

Ключевые слова: ракетно-космическая отрасль, стратегическое управление, стратегическое планирование, система планирования и управления

Введение

Космическая деятельность является неотъемлемой составляющей мировой экономики и науки, а также систем, обеспечивающих национальную безопасность ведущих стран мира. Важным аспектом инновационной роли этого вида деятельности является ее влияние на развитие технологий в смежных отраслях мировой экономики. В этой связи с каждым годом космическая деятельность привлекает внимание все большего числа государств, а также крупных транснациональных корпораций. Ракетно-космическая отрасль (РКО) России — наиболее высокотехнологичная и наукоемкая отрасль оборонно-промышленного комплекса, одна из передовых, стабильно и динамично развивающихся [1].

Таким образом, можно говорить о том, что РКО России активно развивается, следовательно, создание ракетно-космической техники, отвечающей современным потребностям космонавтики, невозможно без системы стратегического планирования и управления. Вопрос организации и функционирования этой системы является ключевым в рамках данного исследования.

Результаты

Государственная корпорация по космической деятельности «Роскосмос» создана в августе 2015 года для проведения комплексной реформы ракетно-космической отрасли. На данный момент в состав государственной корпорации входит более 100 предприятий [2]. В соответствии с Федеральным законом «О Государственной корпорации по космической деятельности «Роскосмос» от 13.07.2015 № 215-ФЗ одной из ключевых функций по реформированию РКО является совершенствование системы стратегического планирования и управления.

В связи с вышесказанным, на предприятиях РКО существует иерархия стратегического планирования и управления. В этой иерархии можно выделить три основных уровня:

1. Уровень государственной корпорации по космической деятельности «Роскосмос».
2. Уровень интегрированных структур (холдингов).
3. Уровень предприятий.

На первом уровне разрабатываются стратегические планы развития отрасли, программы развития различных направлений деятельности, а также формируется Федеральная космическая программа (ФКП).

На уровне холдингов эти планы детализируются для конкретных интегрированных структур, с учетом особенностей их деятельности.

На уровне предприятий разрабатываются подробные планы по достижению выше поставленных целей. При этом предприятия руководствуются и собственными целями, например, по освоению новых видов деятельности (диверсификации), эти цели передаются на уровень интегрированных структур путем выдвижения предложений. Следовательно, предприятия имеют возможность самостоятельного выбора дальнейшего пути развития.

После чего происходит процесс сбора и обобщения стратегических целей, т.е. процессы стратегического управления и планирования идут сначала сверху-вниз, а затем снизу-вверх.

Стратегическое планирование и управление в РКО взаимосвязанные процессы. Ежегодно предприятия разрабатывают планы деятельности в различных аспектах на краткосрочную и среднесрочную перспективу. Также существуют цели деятельности предприятий, формируемые в рамках ФКП, которые являются долгосрочными.

Каждый из представленных уровней является неотъемлемой частью описываемой системы на данный момент. Но, учитывая трудоемкость осуществления процессов стратегического планирования и управления в такой системе, следует сказать, что система нуждается в совершенствовании, в упрощении процессов взаимодействия между уровнями [3–5]. В связи с этим предлагается осуществить переход от строго иерархичной системы к более гибкой, в которой будет осуществлено перераспределение мощностей и ресурсов, а также создать центры компетенций по направлениям космической деятельности.

Заключение

Предложенные пути совершенствования системы стратегического планирования и управления в РКО позволят снизить трудозатраты за счет устранения дублирующих операций при планировании и увеличить скорость принятия решений за счет интегрирования предприятий.

Литература

- [1] Перминов А.Н. Модернизация ракетно-космической промышленности России на современном этапе: проблемы и пути решения. URL: <http://federalbook.ru/files/OPK/Soderjanie/OPK-7/III/Perminov.pdf/> (дата обращения 02.03.2022).
- [2] Официальный сайт Государственной корпорации по космической деятельности «Роскосмос». URL: <https://www.roscosmos.ru/> (дата обращения 15.11.2022)
- [3] Захаров М.Н., Третьякова В.А. Критерии оценки эффективности производственных процессов в системе предприятия. Машиностроитель, 2014, № 4, с. 8–12.
- [4] Мелихова Е.Д., Лебедева О.В. Методические аспекты формирования и оценивания показателей финансового и стратегического контроля предприятий ракетно-космической отрасли. Экономика и предпринимательство, 2021, № 11 (136), с. 1235–1238.
- [5] Омельченко И.Н., Третьякова В.А. Выбор стратегии управления промышленным предприятием в изменяющихся условиях. Вестник машиностроения, 2010, № 7, с. 81–90.

УДК 334; 330.46

Управление изменениями проектов на предприятиях ракетно-космической промышленности: перспективы применения технологий искусственного интеллекта

Михненко Павел Александрович
МГТУ им. Н.Э. Баумана

pmihnenko@bmstu.ru

Управление проектами в условиях нестабильной внешней среды требует навыков управления изменениями проекта (УИП). Объектом исследования является система УИП на предприятиях ракетно-космической промышленности, предметом — проблема обработки мультимодальной информации. Цель исследования состоит в обосновании актуальности управления потоками данных в системе УИП на основе технологий искусственного интеллекта. Приведено описание модели УИП. Обоснована принципиальная сложность сопоставления и учета потоков мультимодальных данных, формируемых на разных стадиях УИП. Для решения этих задач могут привлекаться технологии обработки естественного языка и интеллектуальной поддержки принятия решений.

Ключевые слова: ракетно-космическая промышленность, управление проектами, мультимодальная информация, искусственный интеллект

Введение

Эффективным подходом к обеспечению инновационного развития предприятий ракетно-космической промышленности (РКП) является управление инновационными проектами. Нестабильность системы международного экономического сотрудничества обуславливает необходимость управления изменениями проектов (УИП). Одной из причин УИП является изменение факторов внешней среды (ФВС). Использование классических методов обработки данных об изменениях ФВС не отвечает современным требованиям. Эффективное УИП требует привлечения методов мультимодальной аналитики, включающих алгоритмы извлечения информации из больших объемов разнородных данных и их обработки на основе технологий искусственного интеллекта (ИИ). Сегодня в проектном менеджменте сформировались модели, использующие потенциал цифровизации экономики [1]. Применение интеллектуальных инструментов стимулирует цифровизацию проектного управления [2] и креативность руководителей [3]. В условиях изменений руководители должны учитывать динамику контуров обратной связи [4]. Ответственность за УИП часто является причиной разногласий между участниками проекта [5], поэтому важную роль играют коммуникации с заинтересованными сторонами [6].

В процессе цифровой трансформации предприятий РКП, актуальной задачей является совершенствование системы УИП, важным аспектом которой является разработка систем предиктивной мультимодальной аналитики на основе технологий ИИ.

Метод исследования

Для анализа и структурирования задач обработки мультимодальных данных в системе УИП была разработана дескриптивная модель, описывающая УИП в виде динамической системы. Целью моделирования является выявление процессов, массивов данных и контрольных мероприятий, требующих обработки больших объемов данных

различной природы. Основной причиной изменений считается изменение ФВС. На первом этапе осуществляется интерпретации ФВС в соответствии с размерностью массива показателей текущих результатов проекта (ТРП). На втором этапе интерпретированные ФВС сопоставляются со статистическими оценками (СО) ТРП за предшествующие периоды, что позволяет сформировать прогноз изменения показателей ТРП на следующем этапе исполнения проекта.

Результаты прогноза ложатся в основу плана УИП, реализация которого должна обеспечить устранение зависимости ТРП от ФВС. Основу плана УИП составляет комплекс мероприятий, включающий: распределение ответственности участников проекта за операции УИП; координацию совместной работы исполнителей по плану УИП; обеспечение необходимыми ресурсами. Массив данных об оперативных результатах УИП не совпадает с размерностью ТРП, что требует аналитических мероприятий по сопоставлению массива данных прогноза с массивом данных оперативных результатов изменений.

Контур УИП представляет собой систему с отрицательной обратной связью по результатам УИП, с учетом чего ТРП являются суперпозицией результатов исполнения текущего этапа проекта и кумулятивных результатов изменений проекта. Наличие ошибок наблюдения позволяет рассматривать УИП в качестве стохастической системы, содержащей внутренние источники неопределенности. Недостаточная интенсивность УИП не позволяет обеспечить требуемые значения ТРП, однако в следствии излишне высокой интенсивности повышается уровень случайных отклонений результатов от требуемых значений.

Результаты и обсуждение

Формирование плана и оптимизация интенсивности УИП предполагает осуществление анализа разноразмерных массивов данных, что требует привлечения методов мультимодальной аналитики на основе технологий ИИ. Наиболее релевантными технологиями ИИ представляются: обработка естественного языка и интеллектуальная поддержка принятия решений. Эти технологии могут применяться для интерпретации ФВС, прогнозирования изменений ТРП, планирования изменений проекта, оценки динамики прогноза и шума измерений, распределения ответственности, координации и оценки результатов изменений.

Литература

- [1] Лукьянова А.В. Тенденции изменений в управлении проектами в условиях цифровизации. Экономика: вчера, сегодня, завтра, 2021, т. 11, № 8-1, с. 198–203.
- [2] Михайлов А.С. Применение искусственного интеллекта в управлении проектами. Управление проектами и программами, 2021, № 1, с. 6–12.
- [3] Шедько Ю.Н., Власенко М.Н., Унижаев Н.В. Стратегическое управление проектами на основе использования искусственного интеллекта. Экономическая безопасность, 2021, т. 4, № 3, с. 629–642.
- [4] Ansari R. A dynamic simulation model for project change management policies: an engineering project case. Journal of Construction Engineering and Management, 2019, no. 145 (7). DOI: [https://doi.org/10.1061/\(ASCE\)CO.1943-7862.0001664](https://doi.org/10.1061/(ASCE)CO.1943-7862.0001664)
- [5] Ibbs W. C., Chao C. Proactive project change-prediction tool. Journal of Legal Affairs and Dispute Resolution in Engineering and Construction, 2015, vol. 7 (4), art. 04515003. DOI: [https://doi.org/10.1061/\(ASCE\)LA.1943-4170.0000175](https://doi.org/10.1061/(ASCE)LA.1943-4170.0000175)
- [6] Butt A., Naaranoja M., Savolainen J. Project change stakeholder communication. International Journal of Project Management, 2016, vol. 34 (8), pp. 1579–1595. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.ijproman.2016.08.010>

УДК 338.45.01

Оценка эффективности внедрения цифрового моделирования при производстве авиационных двигателей нового поколения

Набиева Диана Гумяровна

ms.nabieva@bk.ru

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Бурдина Анна Анатольевна

annaburdina555@mail.ru

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Трегубенков Сергей Юрьевич

tsuvs@mail.ru

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Филина Ирина Игоревна

filina-irina@list.ru

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Целью исследования является определение эффективности внедрения технологии цифрового моделирования авиационных двигателей. Были рассмотрены вопросы, решаемые с помощью технологии внедрения виртуальных стендов. Проведен анализ требований, предъявляемых к виртуальным стендам, а также программного обеспечения для их построения. Для оценки эффективности внедрения технологии цифрового моделирования авиационных двигателей была предложена функция эффективности моделирования авиационной техники на предприятиях авиадвигателестроения.

Ключевые слова: оценка экономической эффективности, эффективность внедрения, цифровое моделирование, цифровой двойник

Оценка эффективности внедрения цифрового моделирования при производстве авиационных двигателей нового поколения

В настоящее время в РФ ведется активная работа по созданию авиационных двигателей нового поколения. Актуальность исследования заключается в изучении способов повышения эффективности существующих авиационных двигателей [1]. Основной целью проекта по разработке или модификации двигателя является снижение издержек [2]. Таким образом, целесообразно разработать методику оценки эффективности разработки и внедрения цифрового моделирования при создании виртуального стенда для испытаний авиационных двигателей [3].

Для разработки данной методики предлагается рассмотреть, какие задачи решает цифровое моделирование, каким требованиям должен отвечать виртуальный стенд.

Задачи цифрового моделирования:

- взаимовязка виртуальных испытаний на всех стендах через интегральную модульную модель;
- разработка базы цифровых моделей материалов для использования в виртуальных испытательных стендах;
- автоматизация передачи данных между виртуальными испытательными стендами.

Виртуальный стенд нового поколения должен отвечать следующим требованиям:

1. моделирование процессов должно проиодиться с высоким уровнем достоверности получаемых результатов;

2. стенд должен одновременно связанно имитировать несколько параллельно происходящих физических процессов (например, тепловые, термодинамические, прочностные, газодинамические и акустические);
3. стенд должен имитировать взаимное влияние узлов ГТД друг на друга и на их совместную работу;
4. стенд должен обеспечивать минимальное время получения результата и требовать минимальных вычислительных ресурсов;
5. стенд должен позволять моделировать широкий спектр возможных воздействий на объект исследования;
6. стенд должен позволять моделировать как стационарные, так и переходные процессы;
7. стенд должен быть удобен в использовании, а получаемые результаты должны быть наглядными.

Виртуальные стенды для испытания авиационных двигателей строятся при помощи современных программных комплексов. Предлагается рассмотреть, какое именно программное обеспечение используется для нашего исследования [4].

Для построения виртуальных стендов обычно используются специализированные программные продукты для концептуального проектирования и расчета характеристик ГТД. Например, DCOGEN, DVIGwT, EngineSim, GasTurb, Graphical Engine Cycle Analysis Tool (GECAT), Gasturbine Simulation Program (GSP), Numerical Propulsion System Simulation (NPSS), TERA, Uni_TTF, WebEngine, Автоматизированная Система Термогазодинамического Расчета и Анализа ГТД и ЭУ (АСТРА) и др. [5].

Также в ходе исследования было установлено, что технология цифровых двойников стендов для испытаний авиационных двигателей дает возможность моделировать самые разные ситуации, которые могут возникать на производстве. Цифровой двойник позволяет подбирать наиболее адекватные сценарии проведения технологических процессов, чтобы избежать сбоев и форс-мажоров. Повышение качества системы с использованием цифрового двойника проявляется в получении оптимального решения на раннем этапе проведения опытно-конструкторских работ [6].

В настоящее время российскими конструкторскими бюро (ОКБ им. Люльки — филиал ПАО «ОДК-УМПО», ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова» и др.) проводятся исследования цифровых двойников и проблемы их внедрения в технологический процесс. Это напрямую связано с определением возможных экономических эффектов от внедрения данной технологии. К экономическим эффектам можно отнести: снижение затрат, прямой рост доходов предприятия, экономия таких затрат, как: сокращение времени простоя оборудования, снижение количества ошибок из-за влияния человеческого фактора на реальном стенде, сокращение времени на проверку данных, получаемых на реальном стенде для испытаний авиационного двигателя [7].

Эффективность внедрения цифрового двойника на производстве можно оценить на самых ранних этапах, таких как проектирование и разработка, далее он охватывает процессы управления и производства на предприятии. При правильном прогнозировании и отражении системы увязки процессов в цифровом двойнике, можно активно адаптировать процессы производства, экономя при этом временные и финансовые ресурсы, а также более детально можно отслеживать жизненный цикл авиационного двигателя при внесении каких-либо изменений.

Для оценки эффективности внедрения виртуальных стендов необходимо было провести некоторые технические исследования: проведена оптимизация конструкции лопатки двигателя; выполнен расчет рабочего процесса оптимизированных узлов вер-

толетного двигателя с помощью соответствующих 2D-моделей; с использованием 2D-моделей были получены характеристики оптимизированных узлов двигателя с учетом найденных идентификационных поправок [8]. Опираясь на полученные 2D-характеристики оптимизированных узлов, была модернизирована математическая модель виртуального стенда для испытаний вертолетного двигателя. С ее помощью были проведены виртуальные испытания модернизированного варианта двигателя-прототипа, оснащенного узлами, полученными в результате оптимизации.

Результаты испытаний двигателя-прототипа показали, что общий КПД двигателя увеличился во всем рассматриваемом диапазоне в среднем на 0,9 % (абс.), удельный расход топлива снизился на 5 % (отн.), степень повышения давления возросла на 3 % (отн.), мощность сохранилась приблизительно на существующем уровне (на режимах ниже 97 % повысилась, на режимах выше 97 % снизилась), существенно увеличился запас устойчивой работы (на режимах близких к 100 % вдвое), уменьшилась температура газов перед турбиной на 65 К на режимах близких к 100 % (на низких режимах — на 25 К).

Таким образом, оптимизация узлов позитивно сказалась на рабочем процессе двигателя: степень повышения давления, общий КПД, запасы устойчивой работы увеличились, а температура газов перед турбиной снизилась, что улучшает надежность двигателя. Поведение мощности и температуры газов перед турбиной связано с особенностью выбранного закона регулирования газогенератора ($n_{гг} = \text{const}$). Снижение мощности на некоторых режимах может быть скомпенсировано увеличением температуры газа перед турбиной [9].

Для оценки эффективности цифрового моделирования (создания цифровых двойников компонент АТ) предложена функция Эффективности моделирования АТ, которая на релевантном уровне включает в себя следующие параметры:

- *характеристики изделия*: улучшение характеристик за счет моделирования, характеристики изделия у конкурентов, требования к характеристикам изделия;
- *стратегическая безопасность изделия*: страна производитель компонент. прогнозные характеристики изделия, прогнозные характеристики изделия у конкурентов, качество сервиса;
- *основные средства*: возможности производства на существующем оборудовании, необходимость обновления производственной базы, возможность обновления производственной базы, стоимость обновления производственной базы;
- *технологии*: необходимость обновления технологий, возможность обновления технологий, стоимость обновления технологий, возможность применения необходимых материалов;
- *кадры*: подготовленность кадров;
- *финансовые показатели*: объем реализации продукции, стоимость продукции, прибыль.

Таким образом, была предложена методика оценки эффективности цифрового моделирования на примере создания авиационного двигателя нового поколения с использованием технологий цифровых двойников для испытаний авиационных двигателей.

Литература

- [1] Солонин В.Н., Палкин В.А. Разработка США технологий создания двигателей шестого поколения для боевой авиации. Москва, Актуальная тема, 2014, № 4 (94), с. 2–7.
- [2] Бурдина А.А., Москвичева Н.В., Бурдин С.С. Стратегический риск беспилотных летательных аппаратов. Российские инженерные исследования, 2021, № 8, с. 768–771.

- [3] Бурдина А.А., Москвичева Н.В., Мелик-Асланова Н.О. Вопросы оценки эффективности внедрения современных информационных технологий в управление проектами промышленной корпорации. *Laplage em Revista (International)*, 2021, № 7 (2), с. 428–435.
 - [4] Дрыгин А.С., Кизеев И.С., Эзрохи Ю.А., Вовк М.Ю. Применение технологий третьего контура для повышения крейсерской топливной экономичности многорежимного авиационного двигателя. *Авиадвигатели XXI века. Сб. тез. всерос. науч.-техн. конф. Москва, ЦИАМ, 2015.*
 - [5] Новопашин А.Р. Способ работы трехконтурного турбореактивного двигателя летательного аппарата и трехконтурный турбореактивный двигатель летательного аппарата. Патент РФ. URL: <https://findpatent.ru/patent/219/2197627.html>
 - [6] Кулагин В.В. (ред.), Бочкарёв С.К., Горюнов И.М. и др. Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок. Кн. 3. Основные проблемы: начальный уровень проектирования, газодинамическая доводка, специальные характеристики и конверсия авиационных ГТД. Москва, Машиностроение, 2005, 464 с.
 - [7] Бурдина А.А., Бондаренко А.В. Оценка стратегической эффективности авиационных проектов. *Российские инженерные исследования*, 2020, № 40 (5), с. 439–441.
 - [8] Белоусов В.А., Наумов А.Н., Лев А.П., Демкин Н.Б., Симонов М.П. Турбореактивный двигатель с управляемой степенью двухконтурности. Патент РФ. URL: <https://findpatent.ru/patent/218/2189482.html>
 - [9] Лещенко И.А., Шмотин Ю.Н., Федечкин К.С., Кикоть Н.В. Исследование эффективности независимого управляемого 3-го контура в силовой установке многоцелевого самолета. *Авиадвигатели XXI века. Сб. тез. всерос. науч.-техн. конф. Москва, ЦИАМ, 2015.*
- of the XXI century. Sat. tez. vseros. nauch.-tech. conf. Moscow, CIAM, 2015.

УДК 33.338.28

Космическая деятельность третьего десятилетия XXI века: общая характеристика и особенности современной ситуации

Панкова Людмила Владимировна
ИМЭМО РАН

lpankova@imemo.ru

Современное состояние и перспективы развития космической деятельности в ближайшие десятилетия на мировом и национальных уровнях привлекает все большее внимание со стороны научного и экспертного сообщества. Резко возросла актуальность системного интегрированного подхода к рассматриваемой сфере. Проанализированы важнейшие сдвиги в области экономики космоса в результате накопленного очередного нового объема критической массы НИОКР в сфере космической деятельности под влиянием высокой динамики современного инновационно-цифрового прорыва. Рассмотрены оценки экономики космоса различных организаций и консультационных компаний, как в мировом масштабе, так и на уровне отдельных стран. Проведен SWOT-анализ космической деятельности на начало третьего десятилетия текущего столетия при приоритетном внимании к новым возможностям и просматриваемым угрозам.

Ключевые слова: экономика космоса, космическая деятельность, инновационно-цифровой прорыв, коммерциализация, SWOT-анализ

Со второй половины 2010-х годов наблюдается непрерывное наращивание изменений в системе мировой космической деятельности (КД). Здесь и снижение стоимости доставки полезной нагрузки на околоземную орбиту, увеличение числа стран-участниц КД при росте количества стран, способных к реализации независимого доступа в космос, создание малых космических аппаратов и спутниковых созвездий на околоземной орбите, доставка аппаратов на Луну, планирование создание космических станций на окололунной орбите и др. Расширяется масштаб коммерциализации космической деятельности, особенно в США. С конца 2014 г. космический сектор стал доступен частному капиталу и в Китае. Доля коммерческого сектора в общем объеме экономики космоса в 2019 г. составляла уже порядка 75 % [1]. В совокупности, отмеченные выше обстоятельства, формируют устойчивую основу перехода КД от преимущественно правительственных миссий к «самоподдерживающей системе» [2], позволяя утверждать, что в ближайшее десятилетие глубокие перемены коснутся масштабов, направлений и приоритетов развития мировой космонавтики.

Экономика космоса. Оценка экономики космоса достаточно сложна, и в то же время обладает значительным уровнем новизны, особенно с учетом динамичного развития процессов коммерциализации КД. Основную сложность представляет оценка «эффекта второго порядка», особенно в области интернет-услуг. На сегодня еще до конца не проработан общий подход к экономическому анализу космического сектора. Поэтому показатели различных организаций и консультационных центров зачастую различаются. На основании данных Ассоциации спутниковой индустрии (Satellite Industry Association — SIA) [3], в 2020 г. объем экономики космоса почти в два раза превысил соответствующий показатель 2010 г., составив 371 млрд долл. По данным 2021 г. оценка экономики космоса колеблется от 447 млрд долл. (Space Foundation, USA) [4] до 469 млрд долл. [5]. Что касается перспектив развития, то объем глобальной экономики космоса прогнозируется в 600 млрд долл. к 2030 г. [6] и от 1100 млрд долл. до 1500 млрд долл. (по данным американского министерства торговли — U.S.

Chamber of Commerce) к 2040 г. Столь высокие оценки связаны с этапом бурного развития процесса коммерциализации КД и ускоренной динамикой научно-технологического развития, где роль космических технологий, отличающихся высокой наукоемкостью и на сегодня, четырехмерным показателем мотивации (со стороны гражданских, коммерческих, а также военных и разведывательных структур), достаточно велика. Проводится сопоставительный анализ космических бюджетов и их динамика в ведущих космических державах, определяется их доля в глобальном космическом бюджете (по данным на 2020 г.: США — 62 %, Китай — 11,8 %, Россия — 4,4 %).

SWOT-анализ мировой космической деятельности в начале третьего десятилетия XXI века. Как известно, в рамках SWOT-анализа выявляются сильные и слабые стороны деятельности, возможности и угрозы. Среди сильных сторон КД выделены: рост значимости в системе мировой экономики и международных отношений безопасности; определяющая роль в системах связи, навигации, контроля и разведки (т. е. в системе обеспечения информационной безопасности). Отмечаются новые уникальные возможности: наращивание способности «запуска по требованию»; освоение новых пространств, в частности, между Землей и Луной (cislunar), многоразовые носители, космоланы, рост уровня автономности космических систем. Среди слабых сторон, это, прежде всего, уязвимость средств и систем космического базирования, недостаточная проработка вопросов коммерциализации КД. Среди угроз: космический мусор, перегруженность орбит, отсутствие международно-правовой базы по защите от вывода оружия в космос. К сожалению, исключить космос из сферы военных приготовлений до сих пор не удалось, хотя дебаты ведутся уже не одно десятилетие [7].

В целом начало третьего десятилетия XXI века — важный бифуркационный момент развития мировой космической деятельности. На мировом сообществе лежит исключительно важная ответственность: определить по какому направлению пойдет развитие мировой космонавтики в последующие десятилетия, не допустив при этом развитие процесса вывода оружия в космос. Требуется активные усилия по совершенствованию существующих и разработке новых международно-правовых документов по исследованию и использованию космического пространства, препятствующих выводу оружия в космос.

Литература

- [1] DiPippo S. Space technology and the implementation of the 2030 agenda. UN Chronicle, 2019, vol. 55 (4). Available at: <<https://www.un.org/en/chronicle/article/space-technology-and-implementation-2030-agenda>> (accessed November 14, 2022).
- [2] Economic Interaction Modeling for a Space Economy. Narayanan Komerath and Usha Nair-Reichert. Georgia Institute of Technology, Atlanta, GA 30332, USA. DOI: <https://doi.org/10.2514/6.2008-7791>
- [3] Satellite Industry Association (SIA), prepared BRYCE TECH. 2020 Top-Level Global Satellite Industry Findings. Available at: <https://www.sia.org/wp-content/uploads/2020/07/2020-SSIR-2-Pager-20200701.pdf> (accessed November 14, 2022).
- [4] Atkins S. The commercialization of outer space. How an international securities framework can be the launching pad for a global space economy. (Norton Rose Fulbright). June 2022. Available at: <https://www.nortonrosefulbright.com/en/knowledge/publications/102a426e/the-commercialisation-of-outer-space> (accessed November 14, 2022).
- [5] The Space economy grew to \$469 billion in 2021. Available at: <https://www.cnbc.com/2022/07/27/space-economy-grew-at-fastest-rate-in-years-in-2021-report.html> (accessed November 14, 2022).
- [6] Morgan Stanley. 2020. Space: Investing in the Final Frontier | Morgan Stanley. [online] Available at: <<https://www.morganstanley.com/ideas/investing-in-space>> (accessed November 14, 2022).
- [7] Савельев А.Г., Панкова Л.В. Международные дебаты по предотвращению развертывания оружия в космическом пространстве. Арбатов А. (ред.). Разоружение и безопасность 2001–2002. Международная безопасность: новые угрозы нового тысячелетия. ИМЭМО РАН. Москва, Наука, 2003, с. 236–255.

УДК 33.338.28

Космические технологии в условиях мировой инновационно-цифровой экспансии

Панкова Людмила Владимировна
ИМЭМО РАН

lpankova@imemo.ru

Гусарова Ольга Владимировна
ИМЭМО РАН

olgusarova@imemo.ru

Рассмотрена роль и перспективы космических технологий в мировом научно-технологическом развитии. Подчеркнуто значение кластера космических технологий как одного из основных групп критически важных и зарождающихся технологий, которые лежат в основе инновационно-цифрового прорыва. Определены важнейшие технологические составляющие кластера космических технологий. Отмечается неизбежность технологической конвергенции в космической сфере и ее эволюция в рамках мировой инновационно-цифровой экспансии. Сделан вывод, что недооценка влияния цифровизации инновационной сферы, как в гражданском, так и в военной секторах экономики может привести к увеличению межстрановых технологических разрывов, к расширению угроз безопасности как на национальном, так и на международном уровнях и созданию дополнительных рисков в мировой политике.

Ключевые слова: космические технологии, наукоемкость, цифровизация, коммерциализация результатов интеллектуальной деятельности, инновационно-цифровой прорыв, технологическая конвергенция, зарождающиеся технологии

В настоящий момент мир входит в новую эру — эру жесткой конкурентной борьбы в сфере новых зарождающихся технологий. Космические технологии, как особый наукоемкий вид технологий занимают свое непреложное место в списках наиболее критически важных зарождающихся технологий (КВЗТ) современности в условиях интенсивно разворачивающейся мировой инновационно-цифровой экспансии. По мнению и российских, и зарубежных экспертов, эти технологии неизбежно повысят эффективность, изменят характер и расширят спектр операций не только в гражданской, но и в военной сферах, причем во всех доменах^[1], при общем усилении кросс-доменных взаимодействий [1].

При наращивании инновационно-цифровых прорывов, «ожидаемое расширение технологических возможностей для исследования и использования космического пространства при увеличении круга стран, вовлеченных в эту сферу, росте участия частного сектора в сфере космической деятельности требует всесторонней оценки последствий этих явлений в среднесрочной и долгосрочной перспективе» [2].

Одна из стратегических особенностей нового этапа научно-технического развития — это ориентация на инновационно-цифровой прорыв, технологии четвертой промышленной революции, которые могут привести к беспрецедентным достижениям в военных и гражданских областях [3]. В целом сегодня нет ясного детализированного представления о будущих сдвигах в этих областях. В любом случае можно заключить, что в настоящее время активизируется поиск всех возможных инструментов обеспечения перспективных технологических возможностей.

На начало 2020-х годов внимание к разработке программ КВЗТ значительно усилилось: превосходство в области приоритетных технологических направлений означает акцент на приобретение преимуществ на ранних стадиях инновационного цикла, укрепляя тем самым как научно-техническое превосходство, так и военнотехническое лидерство в долгосрочном плане [4, с. 10]. В рамках пакета КВЗТ усилия фокусируются на наиболее результативных инвестициях в зарождающиеся, прорывные, открывающие новые возможности технологии. Сразу же отметим, что отбор перспективных технологий не ограничивает исследования по другим направлениям научно-технологического прогресса, не сужает общий диапазон национальных НИОКР, не отменяет широкий междисциплинарный подход к исследованиям и разработкам в целом.

Космические технологии присутствуют в качестве перспективного технологического направления в программах КВЗТ НАТО, Европейского парламента, США, России и Китая. Они заслуживают особого внимания наряду с такими инновационно-цифровыми технологиями как искусственный интеллект, квантовые технологии, автономное летальное оружие, гиперзвуковое оружие, оружие направленной энергии и биотехнологии. При этом стоит отметить, что взаимосвязь космических технологий с базовыми цифровыми технологиями резко повышает не только эффективность решения традиционных функциональных задач в космосе, но и способствует расширению технологических возможностей средств и систем космического базирования, особенно в плане роботизации, поднимая на новый уровень показатели автономности космических систем, с одной стороны и повышая защищенность спутниковых систем от кибер воздействий, с другой стороны. Так, например, использование на спутниках технологии распределения квантовых ключей обеспечивает более высокий уровень безопасности сетей связи [5]. Кроме того эта взаимосвязь космических и базовых цифровых технологий становится все более актуальной с точки зрения и гражданского и военного использования. Соответственно космические технологии потребуют непрерывного мониторинга, контроля развития и глубокого сопоставительного анализа (в странах конкурентах).

В ближайшие десятилетия развитие кластера космических технологий связывается с достижениями в сенсорных технологиях и их интеграции, прогнозирующих алгоритмах (*predictive algorithms*), программно-определяемых компонентах, а также с повышением интеллекта спутников, машинном обучении и использовании блокчейнов, которые в совокупности революционизируют промышленность, как никогда ранее, обуславливая беспрецедентное расширение космических услуг. Частные компании США вместе с НАСА^[2] и ДАРПА^[3] работают над дальнейшим развитием технологий, которые обеспечат операторов беспрецедентной гибкостью при инспектировании спутников, создании технологии дополненной реальности. Сюда следует добавить и возможность заправки топливом, проведения ремонта спутников на геостационарной и низких орбитах, даже если эти действия не были предусмотрены при проектировании. Более того, новые возможности связаны с эволюцией космической робототехники: разработкой как удаленно контролируемых, так и самоконтролируемых космических роботов, созданием межорбитальных буксиров, возможно, на основе электроядерных и электрореактивных систем малой тяги для выведения спутников на геостационарную орбиту, что предполагалось реализовать еще в начале 2000-х годов. Весьма вероятно, что космический сектор получит уже в текущем десятилетии выгоду от зарождающегося второго поколения квантовых технологий (2.0). Это окажет непо-

средственное влияние на развитие новых мощных сенсоров и на расширение возможностей квантово-безопасных систем телекоммуникации [6, с. 65–66].

Предсказать ожидаемые эффекты от внедрения новых перспективных технологий на десятилетия вперед, особенно с учетом их технологической конвергенции, достаточно сложно, если не невозможно. Они являются функцией многих факторов. Конкуренция в космической сфере также имеет комплексный характер и учитывает особенности взаимодействия составляющих конкуренции в области политики, экономики, военного дела и технологий (ПЭВТ-конкуренция).

Цифровизация инновационной сферы экономики при тесной синергии военных и гражданских секторов будет способствовать непрерывному эволюционному наращиванию возможностей. Недооценка этого обстоятельства может привести к увеличению межстрановых технологических разрывов, к расширению угроз безопасности и созданию дополнительных рисков в мировой политике.

Десятилетие 2025–2035 гг. можно рассматривать как период экспериментальной отработки и восприятия новых технологических возможностей и идей (в т.ч. в космической сфере), радикального пересмотра главных критериев научно-технологической деятельности. В то же время это период интенсивной подготовки к принятию решений о будущих проектах и программах, причем решений кардинальных, прежде всего с точки зрения международной безопасности и стратегической стабильности.

^[1] Домены — термин, под которым понимаются виды вооруженных сил, все чаще используется в зарубежной военной литературе и официальных изданиях, хотя доктринально это понятие еще не определено.

^[2] Национальное управление по авиации и исследованию космического пространства США (National Aeronautics and Space Administration, NASA).

^[3] Управлением перспективных исследований и разработок Минобороны США (Defense Advanced Research Project Agency, DARPA).

Литература

- [1] Панкова Л.В., Гусарова О.В. Мировая инновационно-цифровая экспансия: особенности момента. Вестник Российской академии наук, 2022, т. 92, № 10, с. 971–983. DOI: <https://doi.org/10.31857/S0869587322100097>
- [2] Pankova L.V. Worldwide space activity: Necessity of strategic foresight. AIP Conference Proceedings, 2019, vol. 2171, iss. 1, pp. 100001–100005. DOI: <https://doi.org/10.1063/1.5133231>
- [3] Raska M. Strategic Competition for Emerging Technologies. Comparative Path and Patterns. PRISM. 2020, vol. 8, no. 3, pp. 65–81. Available at: https://ndupress.ndu.edu/Portals/68/Documents/prism/prism_8-3/prism_8-3_Raska_64-81.pdf (accessed November 16, 2022).
- [4] Панкова Л.В. «Инновационные рывки» в США: стратегические предпосылки и дивиденды. Вестник московского университета. Сер. 25. Международные отношения и мировая политика, 2016, № 3, с. 3–28.
- [5] Atkins S. The commercialization of outer space. How an international securities framework can be the launching pad for a global space economy. (Norton Rose Fulbright). June 2022. Available at: <https://www.nortonrosefulbright.com/en/knowledge/publications/102a426e/the-commercialisation-of-outer-space> (accessed November 16, 2022).
- [6] Панкова Л.В., Гусарова О.В. Космическое измерение инновационно-технологического прорыва. Мировая экономика и международные отношения, 2020, т. 64, № 11, с. 62–73. DOI: <https://doi.org/10.20542/0131-2227-2020-64-11-62-73>

УДК 338.2

Перспективы использования аддитивных технологий в аэрокосмической отрасли в условиях санкций

Попкович Татьяна Георгиевна

Tanya.popkowitch@yandex.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Актуальность исследования обусловлена необходимостью поиска возможностей для повышения эффективности производства конкурентоспособной продукции в авиакосмической отрасли. В статье рассмотрены роль и проблемы использования аддитивных технологий в условиях санкционных ограничений. Проведен анализ целесообразности использования аддитивной технологии, изучены основные преимущества и возможности применения аддитивной технологии на предприятиях космической отрасли. Рассмотрены основные проблемы, которые испытывают предприятия АКО в условиях санкционных ограничений. Даны рекомендации по их преодолению.

Ключевые слова: аэрокосмическая отрасль, аддитивные технологии, аддитивное производство, инновации, 3D-печать, 3D-принтер, инновационные технологии, конкурентоспособность, длительность производственного цикла

Аэрокосмическая отрасль (АЭК) является одной из значимых и системообразующих наукоемких отраслей отечественного производства, которая обеспечивает обороноспособность и безопасность страны.

Внедрение инновационных технологий, разработка и использование новых материалов, инновационных процессов обеспечивают мультипликативный эффект для развития экономики страны в целом и для космической отрасли в частности. Предприятия отрасли постоянно стремятся внедрять инновационные технологии, совершенствовать методы, направленные на улучшения организации производства.

Одним из перспективных направлений, относящихся к четвертой промышленной революции, называют аддитивные технологии (АТ), внедрение которых имеет огромные потенциал в авиакосмической отрасли.

В условиях санкционных ограничений в России, проведение политики импортозамещения направлено на повышение инновационной активности и дальнейшего развития эффективной деятельности предприятий АЭК-отрасли. В настоящее время для России главной задачей является увеличение темпов экономического развития страны, требующая новые способы управления предприятием, дающая новые способы наращивания эффективности его работы.

Сегодня инновационные технологии, обеспечивающие Индустрию 4.0, существенно влияют на методы ведения деятельности и организации производства. Внедрение инновационных технологий позволяет создавать новые бизнес-модели, которые кардинально меняют производство наукоемкой продукции, ее потребления и обслуживания.

В соответствии с национальным стандартом ГОСТ Р 57558–2017/ISO / ASTM 52900:2015, под аддитивным технологическим процессом понимают «процесс изготовления деталей, который основан на создании физического объекта по электронной геометрической модели путем добавления материала, как правило, слой за слоем, в отличие от вычитающего производства (механической обработки) и традиционного формообразующего производства (литья, штамповки)» [1].

В настоящее время аддитивные технологии применяются в различных сферах деятельности, таких как строительство, архитектура, космонавтика, медицина, автомобилестроение, машиностроение.

Аддитивные технологии (АТ) является мощнейшим инструментом для ускорения НИОКР и производства инновационной конкурентоспособной продукции на рынок. АТ — процесс объединения материала с целью создания объекта из данных 3D-модели, с помощью 3D-принтера. Данные технологии позволяют быстро конструировать и воспроизводить объекты с высокой трудоемкостью. АТ позволяют сократить время от разработки до выпуска готовой продукции, снизить потребление энергии, а главное — создавать такие изделия и конструкции, появление которых ранее казалось невозможным, создать качественные и надежные прототипы изделий. Благодаря послойному нанесению материала данная технология в АКО обеспечивает широкие возможности в изготовлении сложных, композитных и гибридных конструкций с уровнем точности и контроля, который далеко не всегда можно обеспечить традиционными производственными методами, а также осуществлять ремонт путем заполнения материалом поврежденных частей конструкций, производить локальное упрочнение детали. 3D-печать позволяет с меньшими материальными и временными затратами вносить изменения в конструкцию изделия посредством корректировки цифровой модели [2].

Широкое развитие и внедрение АТ связано с компьютеризацией, развитием в сфере проектирования и моделирования с использованием инновационных технологий в АКО. Быстрое развитие технологий аддитивного производства будет выражаться в снижении себестоимости продукции и сокращении длительности производственного цикла изготовления продукции.

АТ находятся в процессе исследования использования в производстве. Такие зарубежные компании, как Lockheed Martin, Boeing и Siemens, пристально изучают возможности АП. Применением АП в аэрокосмической индустрии, подтверждает выигрыш при работе над некоторыми деталями или задачами, что приводит к сокращению затрат при изготовлении продукции. Например, использование процесса LENS для восстановления турбинных лопаток привело к экономии 6297 долл. на каждой детали, что дало годовую экономию 1 444 416 долл. [5]. Использование методов АП, изготовление компонентов из термопластика по процессу SLS (Selective Laser Sintering) (более 20000 деталей) используются в военных и гражданских самолетах американской компанией Boeing, что привело к снижению себестоимости и повышению качеству продукции.

Производство авиакосмической техники характеризуется, как правило, единственным и серийным (мелко- и среднесерийное) типами производств. Поэтому использование АТ в космической отрасли является наиболее обоснованным, так как АТ эффективны при обработке относительно малых партий изделий, когда высокая стоимость материалов компенсируется снижением постоянных затрат, связанных с традиционными технологиями,

Аддитивное производство (АП) включают в себя три базовых производства:

- изготовление материалов (порошков, полимеров, композитов);
- 3D-печать (с использованием различных технологий: расплавление материала в заранее сформированном слое, выдавливание материала, разбрызгивание материала и связующего, соединение листовых материалов и т. п.);
- 3D-моделирование (инжиниринг и т. д.).

Основными преимуществами внедрения АТ в производство являются:

- гибкость в проектировании, при необходимости внесения изменений в конструкцию;
- оперативность изготовления прототипов по 3D-модели. Максимальный срок изготовления опытного прототипа 14 дней;
- снижение затрат на «единовременные» инструменты и оснастку;
- низкий уровень отходов (снижение вероятности появления неликвидного продукта);
- сокращение времени производственного цикла;
- более гибкая цепочка поставок;
- сокращение количества комплектующих (сборки);
- снижение стоимости жизненного цикла изделия;
- создания эксклюзивного продукта (детали со сложной конфигурацией и внутренней структурой, производство которых невозможно фрезерованием или методом литья).

Сдерживающими факторами использования АТ являются высокие цены на материалы, оборудование, сложная и длительная процедура сертификации продукции.

Основными производителями оборудования АП сегодня являются США, страны западной Европы (Германия, Швеция). Так, США лидирует в аддитивном производстве полимерных объектов. Европа лидирует в области металлических объектов. Конкуренция на мировом рынке 3D-печати растет с каждым годом, особенно с приходом на него китайских компаний, хотя старые игроки рынка пока удерживают свои позиции.

По производству и внедрению АТ Россия находится на 11 месте в мире, что составляет 2 % от мирового рынка. На российском рынке АТ отечественное оборудование занимает порядка 42 %, иностранное оборудование — около 60 %, хотя, в последние годы, наблюдается снижение импортозависимости с 96 до 60 %.

В настоящее время российские производители 3D-печати находятся в процессе перехода от опытных установок к серийным поставкам.

Так, например, ученые лаборатории «Катализ и переработка углеводов» НИТУ «МИСиС» научились печатать 3D-изделия из металлов разных групп на одном принтере. Об этом институт сообщил 1 декабря 2021 года. Технология, снижающая себестоимость 3D-изделий в среднем на 30 %, позволяет получать детали для авиакосмической промышленности [4]. Одно из интересных и перспективных применений технологии, по мнению самих разработчиков, — печать постоянных магнитов из порошка ниодим-железо-бор. Они применяются для создания генераторов, электродвигателей в автомобильной и авиапромышленности.

Применение АТ очень перспективно, например, анализ, проведенный в рамках проекта ATIKINS, показал, что снижение массы магистрального самолета на 100 кг на протяжении всего жизненного цикла влечет за собой экономию 2,5 млн долларов на топливных расходах и сокращает выбросы углекислого газа на 1,3 млн т [3, 5].

Эксперты выделяют три важных фактора, говоря о преимуществах АТ:

Экономический. Например, при изготовлении пресс-форм под литье и штамповку. Стоимость этой операции измеряется сотнями тысяч рублей, деталь гораздо проще и дешевле сначала вырастить, испытать, при необходимости доработать и еще раз вырастить. Снижение массы изделия за счет повышения его конструктивной сложности является весьма актуальной для ракетно-космического машиностроения. Так, например, стоимость вывода 1 кг массы на орбиту Земли составляет от 12 до 25 тыс. долл. Поэтому это очень актуально [5].

Создание сложно-профильных деталей (кастомизация под конкретное изделие, деталь или товар). В космической отрасли нужно учитывать индивидуальные особенности и конструкции изделия для достижения требуемого высокого уровня надежно-

сти, долговечности, точности и для создания продукции с высокими эксплуатационными качествами, что в конечном счете влияет на их потребительскую ценность.

Использование материалов, которые недоступны для традиционных формующих технологий, таких как литье и механическая обработка. Возможность использования материалов с уникальными свойствами — один из критериев выбора АТ для изготовления деталей. Например, АТ позволяют использовать уникальные алюминиевые сплавы с особыми свойствами, которые не могут быть получены и обработаны традиционными методами.

В условиях санкционных ограничений поставок запасных частей для производственных линий и различных деталей для промышленности применение АП становится все более востребованным и целесообразным, некоторые запчасти отечественного производства могут потенциально превзойти по качественным и технологическим характеристикам западные детали-аналоги.

В связи с введением санкций можно отметить проблемы, которые испытывает космическая отрасль:

1. Большая часть используемых сегодня 3D-принтеров иностранные, которые составляют более 70 % установок, печатающих металлами и полиамидами и более 90% установок, работающих по технологии лазерной стереолитографии;
2. Отсутствие поставок запасных частей и оказанию сервисных услуг по обслуживанию зарубежного оборудования
3. Зависимость от западного программного обеспечения.

Заключение. Применение АТ при изготовлении сложных авиакосмических изделий на сегодняшний день представляется перспективным направлением. Специфика производства продукции авиакосмической отрасли требует использование АТ, обеспечивающее ее высокую надежность и конкурентоспособность.

Для достижения поставленных целей необходимо:

- продолжать развивать и совершенствовать отечественные АТ, ориентируясь на значительный потенциал российского рынка;
- развивать АТ, что позволит обеспечить производство запасных частей к импортному оборудованию и тем самым закрыть данную проблему на внутреннем рынке.
- развивать программное обеспечение, требующей внимания правительства для системного развития АКО с качественным обучением специалистов для приобретения ими требуемых компетенций и навыков.

Литература

- [1] ГОСТ Р 57558–2017. Аддитивные технологические процессы. Базовые принципы. Часть 1. Термины и определения. Москва, Стандартинформ, 2020, 16 с.
- [2] Абрамов И.В., Лукин Ю.В., Абрамов В.И. Обеспечение развития аддитивных технологий в России в условиях санкций. *Russian Economic Bulletin*, 2022, № 4, с. 198–204.
- [3] Клем А.И., Сычев В.В. Технологические аспекты создания объектов авиакосмической техники. XXV Туполевские чтения (школа молодых ученых): междунар. молодеж. науч. конф. Матер. конф. Сб. докл. В 6 т. Казань, 2021, т. 1. с. 414–420.
- [4] Addsol SLM 3D-принтеры. URL: https://www.tadviser.ru/index.php/Продукт:Addsol_SLM_3D-принтеры (дата обращения 28.11.2022).
- [5] Аддитивные технологии для авиакосмической техники. URL: <https://www.3dpulse.ru/news/zhurnal-additivnye-tehnologii/additivnye-tehnologii-dlya-aviakosmicheskoi-tehniki/> (дата обращения 28.11.2022).

УДК 658

Управление качеством продукции предприятий ракетно-космической отрасли: организационно-технические задачи и их решения

Постникова Елена Сергеевна
МГТУ им. Н.Э. Баумана

postnikova.el@yandex.ru

Проведен анализ мирового авиа-ракетно-космического рынка, выявлены факторы обеспечения конкурентных преимуществ продукции ракетно-космической отрасли (РКО), в числе которых особое место отведено качеству изделий, срокам и трудоемкости производства. Определены основные задачи повышения качества продукции РКО, среди которых переход к передовым цифровым технологиям, роботизированным системам; обоснованное техническое перевооружение предприятий; разработка систем обработки библиотек данных; новые подходы к исследованию материалов и к способам конструирования, а также к обеспечению технологичности конструкций изделий. Предложены направления решения поставленных задач.

Ключевые слова: факторы конкурентоспособности, ракетно-космическая отрасль РФ, управление качеством, феноменологическая модель, информационная система, факторы производительности обработки, управление технологическими процессами

Введение

В настоящее время формируются новые конкурентные центры борьбы на мировом авиа-ракетно-космическом рынке. Если раньше традиционными конкурентами России выступали США, ФРГ, Великобритания, Италия, Франция, Швеция и Израиль, то в последние двадцать лет к ним добавились Канада, Бразилия, Аргентина и Испания, а в последние десять — пятнадцать — Япония, КНДР, Индия и Китай. Это ставит перед страной задачи принятия срочных мер для сохранения своих позиций и влияния на всех сегментах этого рынка. Только глубокая модернизация и техническое перевооружение позволит Российской Федерации сохранить на этом рынке позиции лидера.

Наиболее важным для достижения конкурентоспособности продукции ракетно-космической отрасли становится ее качество, обеспечиваемое в процессе производства, и стоимость изготовления.

В числе существенных факторов, влияющих на стоимость производства, рассматриваются цены на труд, материалы, электроэнергию и ряд других. Наряду с ними, достижение задачи снижения стоимости изготавливаемого самолета, ракеты или космического аппарата невозможно без радикального сокращения сроков и трудоемкости производства. Основанием к этому является сопоставление показателей трудоемкости производства на килограмм веса конструкции и сроков выпуска объектов на ведущих зарубежных предприятиях и отечественных заводах. Оценки показывают, что, например трудоемкость производства самолета в России в 2÷3, а сроки производства в 4 раза выше, чем за рубежом (Boeing, Airbus).

Таким образом, к основным задачам повышения качества изделий ракетно-космической и авиационной отраслей можно отнести:

- переход к передовым цифровым, интеллектуальным производственным технологиям, роботизированным системам [1, 2];
- обоснованное техническое перевооружение предприятий [3];
- разработку систем обработки библиотек данных и искусственного интеллекта [4];
- новые подходы к исследованию материалов и к способам конструирования, обеспечению технологичности конструкций изделий с учетом технических возможностей современных средств производства и технологий.

Результаты

тавленных задач предлагается осуществлять в следующих направлениях.

- Разработка программно-аппаратного комплекса, технологических инструментальных средств и перспективной технологии высокопроизводительной обработки в режиме высокоскоростного фрезерования деталей изделий с повышением производительности более чем в $\sim 1,5$ раза при соблюдении требований к качеству обрабатываемых деталей. Оборудование, прежде всего, фрезерные обрабатывающие центры при изготовлении деталей при соблюдении требований к показателям качества должны обеспечивать максимальную производительность обработки, которая зависит от множества факторов.

Эти факторы определяются связями свойств материалов изделия, инструмента и смазочно-охлаждающей среды; жесткостью системы станок — приспособление — инструмент — деталь и ее изменением в процессе обработки; геометрическими особенностями обрабатываемых поверхностей и др. [5]. Большинство факторов являются взаимозависимыми, что существенно осложняет моделирование процессов обработки и обеспечение взаимосвязанных параметров эффективности технологии по производительности, качеству и экономике технологий. Решение данной проблемы обеспечивается проведением существенного объема исследований, получением баз данных, составлением и верификацией моделей процессов и их отработкой на натурных образцах.

- Создание методических основ управления технологическими процессами производства высококачественной продукции и обоснованного технического перевооружения предприятий, производящих продукцию ракетно-космической отрасли, за счет рационального перевода эксплуатируемого оборудования на цифровые технологии и обрабатывающие центры с ЧПУ нового поколения.
- Создание систем обработки больших объемов данных, машинного обучения и искусственного интеллекта способных обрабатывать накопленные существенные массивы информации (библиотеки) не только о поведении и свойствах объектов, технологиях изготовления, но и о феноменологии поведения материалов в результате воздействия на них внешних факторов на различных стадиях жизненного цикла изделий. Эффективное использование информации от систем контроля требует создания информационной системы, которая должна обеспечивать сбор, обработку, хранение и распределение информации. Разработка информационной системы включает определение потоков информации от источников до потребителей, каналов передачи информации и пунктов обработки, реализующих потоки информации. Создание такой информационной системы необходимо для обеспечения совершенствования и согласования процессов проектирования, технологической подготовки, производства и эксплуатации изделий [6].

- Создание новых научных и научно-технических решений по управлению качеством продукции ракетно-космической отрасли на основе исследований свойств материалов деталей и узлов изделий, а также связей этих свойств; феноменологических моделей накопления повреждений в материалах в процессе технологической обработки и эксплуатации [7]. Основной задачей системного подхода к анализу организации процессов в зоне взаимодействия материалов при обработке резанием (а также при трении) является составление динамико-стохастической модели контроля их состояния. Динамическая часть модели должна обеспечивать управление и регулирование параметрами взаимодействия, а стохастическая обеспечивать получение и обработку достоверной информации. Основные характеристики объекта формулируются с помощью уравнений, которые вводятся в модель в качестве обратной связи.
- Разработка организационно-экономических моделей управления процессами технологического обеспечения качества обрабатываемых материалов.

Заключение

Дальнейшие исследования автора будут сосредоточены на разработке методологии, методов и средств управления качеством сложных технических изделий ракетно-космической отрасли на основе формирования нового подхода к оценке технологичности их конструкций в условиях современного развития производственных ресурсов и технологий.

Литература

- [1] Дроговоз П.А., Юсуфова О., Коренькова Д. Цифровая трансформация производственных систем: обзор основных направлений и факторов развития. Чарновские чтения. Сборник трудов X Всерос. науч. конф. по организации производства, 2021, с. 61–68.
- [2] Рагуткин А.В., Ставровский М.Е., Александров И.А., Юрцев Е.С. Методы повышения достоверности контроля работоспособности цифровых систем. Технология машиностроения, 2022, № 6, с. 36–42.
- [3] Никируй А.Э., Дроговоз П.А. Методика выбора оборудования при организации опытного производства в машиностроении. Технология машиностроения, 2021, № 9, с. 46–51.
- [4] Volochienko V., Falko S., Postnikova E. Recognition of the problematic situations in industrial systems with intellectual support. International Journal of Mathematical, Engineering and Management Sciences, 2019, vol. 4, no. 6, pp. 1434–1447.
- [5] Albagachiev A.Y., Sidorov M.I., Ragutkin A.V., Stavrovskii M.E. Phenomenology of topochemical kinetics and potentialities for the development of kinetic approach to the theory of friction. Journal of Machinery Manufacture and Reliability, 2019, vol. 48, no. 5, pp. 416–420.
- [6] Вермель В.Д., Звягинцев Р.В., Пирогов В.В., Погосян П.А., Ставровский М.Е. Использование новых технологических возможностей современного поколения обрабатывающих центров. Известия Юго-Западного государственного университета, 2015, № 3 (60), с. 59–61.
- [7] Постникова Е.С., Полешук А.К. Разработка информационной системы инструментального обеспечения производства (ИС ИОП) опытных образцов высокотехнологичной продукции машиностроения. Инновации в менеджменте, 2022, № 2 (32), с. 56–63.

УДК 330.45

Тенденции реализации принципов унификации и модульного построения в создании и эксплуатации ракетно-космической техники

Прохорова Елена Павловна

prohorova@mai.ru

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Давыдов Алексей Дмитриевич

addavydov1959@gmail.com

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Изложен подход к классификации тенденций реализации принципов унификации и модульного построения при создании и развитии систем авиационной и ракетно-космической техники. Описаны признаки предлагаемой классификации. Приведены основные элементы и приемы реализации на примерах авиационной и ракетно-космической техники. Предлагаемый подход может быть реализован при технико-экономическом обосновании проектов и программ развития техники, при оценке сравнительной эффективности образцов и семейств унитарных и модульных систем и систем смешанного типа

Ключевые слова: модульные ракетные системы, технико-экономическая эффективность, унификация, авиационная и ракетно-космическая техника

Современный подход при создании и развитии систем авиационной и ракетно-космической техники (АТ и РКТ), основанный на использовании принципов унификации, стандартизации и модульного построения позволяет достичь значимых экономических результатов [1–3]. Размер полученных экономических результатов во многом определяется полнотой реализации данных принципов на различных этапах жизненного цикла АТ и РКТ.

В исследованиях, проведенных в МАИ по оценке технико-экономической эффективности унифицированных и модульных АТ и РКТ, было выявлено значительное разнообразие приемов и методов реализации принципов унификации и модульного построения различных систем [2–4].

Такое разнообразие обусловлено внешней и внутренней средой, что порождает объективную неопределенность в оценке эффектов и эффективности рассматриваемых систем [3–6]. Преодоление данной неопределенности возможно при выявлении единообразных и системно устойчивых признаков развития АТ и РКТ как технотенденций [1, 3].

Системный анализ и оценка технико-экономической эффективности АТ и РКТ, создаваемой с применением принципов унификации, стандартизации и модульного построения, позволяет сформулировать ряд опорных тенденций в виде следующей их совокупности:

- тенденция «скользящей новации в системе»;
- тенденция «конвертируемой системы»;
- тенденция «модульной системы»;
- тенденция «квазиуниверсальной системы».

Признаками такой классификации являются относительная стабильность или подвижность конструктивных и функциональных подсистем-модулей в технической системе, рассматриваемой в ее техноценотическом развитии. В составе технической системы рассматриваются как собственно изделия в разнообразии их модификаций и модернизаций, так и платформы — носители изделий.

В составе анализируемых практик отметим ряд таких зарубежных проектов, как «Сайдуиндер», «Хеллфайр», «Мейврик», ADATS.

Аналогичные примеры выявлены в отечественной практике создания и использования АТ и РКТ — унифицированная космическая платформа «Яхта», ракета-носитель «Ангара».

Источниками технико-экономической эффективности здесь являются особенности и специфика реализации принципов унификации, стандартизации и модульного построения в виде унитарной, модульной и смешанной стратегии развития АТ и РКТ.

Для выявленных тенденций реализации принципов унификации и модульного построения в работе были определены основные параметры оценки технико-экономической эффективности объекта.

Предлагаемая в работе классификация позволяет идентифицировать реализуемые в различной мере элементы унификации и модульного построения, что дает возможность на этой основе проводить оценку технико-экономической эффективности проектов и программ развития, как отдельных изделий, так и систем, и рядов.

Моделирование технико-экономических характеристик рассматриваемой АТ и РКТ по триаде критериев «стоимость — эффективность — время» позволяет оценить улучшение стоимостных показателей, характеристик целевой эффективности, длительности целевого функционирования. Отметим возможность одновременного улучшения характеристик по критериям с противоречивой направленностью.

В выявленных направлениях, как для АТ, так и для РКТ отмечается достижимость в виде верхней оценки следующих параметров: улучшение стоимостных параметров на 15...20 %, параметров целевой эффективности — на 20...25 %, длительности жизненного цикла — на 25...30 %.

Предлагаемая классификация отражает лучшие практики создания и использования авиационной и ракетно-космической техники с применением принципов унификации модульного построения.

Содержательный анализ таких практик позволяет выявить элементы общности подходов в различных заказывающих, разрабатывающих и эксплуатирующих организациях различной отраслевой принадлежности при разработке и реализации проектов и программ развития рассматриваемой техники.

Имеющаяся практика создания и использования такой техники позволяет констатировать высокую технико-экономическую эффективность реализуемых тенденций.

Практика создания и развития АТ и РКТ с применением принципов унификации и модульного построения позволила выявить общность тенденций в рассматриваемых областях. Проведенный анализ дает основание для организации межвидовых исследований и разработок в области создания и развития рассматриваемых систем, совершенствования организационно-экономических структур при формировании проектов и программ развития авиационной и ракетно-космической техники в их техноценотическом развитии.

Литература

- [1] Давыдов А.Д., Горелов Б.А., Тихонов А.В. Задачи управления развитием помодульно распределенных систем авиационной техники. Экономика высокотехнологичных производств, 2020, № 1 (1), с. 37–47.
- [2] Горелов Б.А., Давыдов А.Д., Силаев А.В., Тихонов А.В. Модели управления развитием распределенных технических систем. Известия высших учебных заведений. Машиностроение, 2018, № 3 (696), с. 92–103.
- [3] Медведев А.А. Инновационные подходы при создании ракетно-космической техники. Унификация как проектный параметр управления эффективностью. Москва, Доброе слово и Ко, 2020, 400 с.
- [4] Алифанов О.М., Медведев А.А., Соколов В.П. Подходы к созданию и направления применения малых космических аппаратов в космической деятельности. Труды МАИ, 2011, вып. № 49, с. 31. URL: www.mai.ru/science/trudy/ (дата обращения 09.11.2022).
- [5] Давыдов А.Д., Горелов Б.А. Формирование критерия эффективности авиационных систем по моделям оценки технико-экономического потенциала. 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. 30–34.
- [6] Prokhorova E.P. The mechanism for evaluating the results of the technological roadmaps implementation. AIP Conference Proceedings, 2019, vol. 2171, art. 100002 . DOI: <https://doi.org/10.1063/1/5133232>

УДК 330.3

К вопросу реализации базовых положений экономики замкнутого цикла на основе промышленного симбиоза в кластерных структурах

Фокина Ирина Игоревна

МГТУ им. Н.Э. Баумана

fokinaii@student.bmstu.ru

Герцик Юрий Генрихович

МГТУ им. Н.Э. Баумана

ygerzik@gmail.com

Вовлечение вторичных ресурсов в хозяйственную деятельность предприятий в условиях сложившихся экологических и социально-экономических трендов является одним из факторов дальнейшего устойчивого развития промышленности. В работе представлены основные положения повышения ресурсной эффективности на мезоэкономическом уровне путем внедрения в производственную деятельность, включая ракетно-космическую промышленность, базовых положений экономики замкнутого цикла.

Ключевые слова: промышленный симбиоз, отходы производства, ракетно-космическая промышленность, промышленная политика, устойчивое развитие

Введение

На сегодняшний день развитие мировой экономики связано с все возрастающими нагрузками на природные комплексы. В соответствии с ресурсо-экологической концепцией социально-экономического развития лимитирующим ресурсом, ограничивающим расширения границ производственных возможностей, является деградация окружающей среды. Корректировка целевых ориентиров промышленной политики для преодоления описанного «фактора уязвимости» видится в принятии во внимание концепции устойчивого развития (УР), сформированной мировым сообществом с целью устранения дисбаланса между экономическими, социальными и экологическими трендами [1].

Важность интеграции УР в систему государственного регулирования промышленного развития подтверждается принятием в 2014 г. Федерального закона № 488-ФЗ «О промышленной политике в Российской Федерации» [2], а также в 2018 г. национальных целей развития Российской Федерации [3], где в качестве одного из приоритетных направлений выделяют стимулирование хозяйствующих субъектов рационально и эффективно использовать ресурсы (в т.ч. и природные) и обеспечивать внедрение ресурсосберегающих и экологически безопасных технологий, что, в свою очередь, должно способствовать достижению таких целей устойчивого развития (ЦУР) как: индустриализация, инновации и инфраструктура (ЦУР-9); ответственное потребление и производство (ЦУР-12).

Однако при осуществлении государством «экологической» промышленной политики неизбежна трансформация национальной системы обращения с отходами путем реализации принципов экономики замкнутого цикла (ЭЗЦ) в процессе хозяйственной деятельности промышленных предприятий. В России переход к рациональной модели производства и потребления регламентируется федеральным проектом «Экономика замкнутого цикла» [4]. Представление отходов производства как вторичных ресурсов в рамках ЭЗЦ позволяет осуществить реинжиниринг классических производственных

моделей, характерных для линейной модели экономики, за счет создания промышленного процесса с замкнутым циклом и тем самым повысить отдачу ресурсов за счет оптимизации их использования. В рамках данного исследования будут определены возможности ЭЗЦ в достижении целей устойчивого развития, в частности ответственного потребления ресурсов, вовлекаемых в процесс хозяйственной деятельности, в том числе, в ракетно-космической промышленности.

Материалы и методы

Материалами для данного исследования послужили работы российских и зарубежных ученых в области реализации замкнутого цикла. С использованием общенаучных методов, включая изучение разнообразных источников информации, их анализ и синтез, были сформулированы тезисы о возможностях перехода к ЭЗЦ на мезоэкономическом уровне с целью обеспечения устойчивого развития России.

Результаты и обсуждение

В рамках ЭЗЦ минимизация отходов производства и потребления, а в перспективе и достижение нулевого выхода отходов, осуществляется путем трансформации принципа базовой линейной модели экономики («добывай, производи, выбрасывай», англ. *take, make, waste*) до нового принципа — «добывай, производи, повторно используй», англ. *take, make, reuse*, при следовании которому на микроуровне (на уровне одного предприятия) отходы повторно вовлекаются в производственный процесс как вторичные ресурсы.

На мезоэкономическом уровне усилия по реализации ЭЗЦ должны быть направлены на расширение и углубление производственных связей путем объединения предприятий в интегрированные промышленные структуры. Необходимость интеграции предприятий ракетно-космической промышленности в одну сеть, в первую очередь, определяется особенностями конечной продукции, представляющую собой систему разнородных высокотехнологичных технических объектов, в производство которых задействуются различные отрасли производств, в том числе производства легких сплавов, резины, пластмасс, лакокрасок, топлива и авиадвигателей, отходы которых характеризуются высоким классом опасности. Усилия промышленных структур при текущих экологических трендах могут быть направлены на интеграцию предприятий на основе промышленного симбиоза [5].

Промышленный симбиоз (ПС) — межотраслевая сетевая форма взаимодействий группы предприятий, основанная на передаче производственных отходов от одного предприятия другому в качестве ресурса для его последующего вовлечения в производственный процесс. В качестве ресурсов для обмена могут выступать как материалы, энергия, вода, так и побочные продукты производства [6]. Конечная цель, преследуемая ПС, — увеличение объемов производства, исключая рост интенсивности эксплуатации природных ресурсов, в рамках сотрудничества. Для организации предприятий в ПС необходимым и достаточным условием является наличие трех различных субъектов, вовлеченных в обмен двумя различными ресурсами. ПС содействуют устойчивому развитию благодаря уменьшению влияния деятельности промышленных производств на деградацию окружающей среды, а также созданию экономических выгод для всех участников сети. Однако основная сложность сохранения симбиотических отношений заключается в уязвимости структуры к внутренним и внешним возмущениям, которые могут негативно сказаться на получаемых выгодах предприятий-участников и побудить их прекратить обмен.

Институциональные взаимоотношения предприятий могут быть оформлены как соглашение о сотрудничестве, создание стратегического альянса, сети предприятий или как кластерная инициатива. Наибольшим потенциалом интеграции предприятий в ПС, по мнению авторов, обладают именно кластеры, создающие ощутимые экономические выгоды для всех участников [7]. В целях интеграции предприятий ПС в структуре кластера и дальнейшего развития симбиотических отношений необходимо применение новых технологий управления предприятиями, в частности, реализация механизмов поддержки менеджмента на основе концепции и инструментария контроллинга, что позволит снизить загрязнение планетарной экосистемы и при этом увеличить прибыль людей и предприятий [8].

Заключение

Национальная промышленная политика, отвечающая текущим экологическим и социально-экономическим трендам, должна способствовать переходу к экономике замкнутого цикла, ориентированную на эксплуатацию вторичных ресурсов с целью оптимизации использования лимитирующего ресурса развития промышленности. На мезоуровне реализация ЭЗЦ в виде интеграции предприятий в промышленные структуры на основе промышленного симбиоза вносит вклад в достижение целей устойчивого развития, в сокращении отходов промышленных предприятий, включая предприятия ракетно-космической промышленности.

Литература

- [1] Фокина И.И., Герцик Ю.Г. Перспективы интеграции концепций устойчивого развития и контроллинга в биоэкономике. *Контроллинг*, 2021, № 4 (82), с. 34–43.
- [2] Федеральный закон № 488-ФЗ «О промышленной политике в Российской Федерации». Электронный фонд правовых и нормативно-технических документов. URL: <https://docs.cntd.ru/document/420242984> (дата обращения 23.11.2022).
- [3] Указ Президента Российской Федерации от 07.05.2018 г. № 204 «О национальных целях и стратегических задачах развития Российской Федерации на период до 2024 года». Электронный фонд правовых и нормативно-технических документов. URL: <https://docs.cntd.ru/document/557309575> (дата обращения 23.11.2022).
- [4] Паспорт Федерального проекта «Экономика замкнутого цикла». Официальный новостной сайт ежемесячного научно-практического журнала «ТБО». URL: https://news.solidwaste.ru/wp-content/uploads/2022/07/EZTs_pasport.pdf (дата обращения 26.11.2022).
- [5] Фокина И.И., Герцик Ю.Г. Перспективы внедрения принципов экономики замкнутого цикла в кластерных структурах на основе промышленного симбиоза. 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. 177–180.
- [6] Neves A., Godina R., Azevedo S., Matias J. A Comprehensive Review of Industrial Symbiosis. *Journal of Cleaner Production*, 2020, vol. 247, art. 119113. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.jclepro.2019.119113>
- [7] Gertsik Yu., Omelchenko I. Opportunities and challenges of initiative-innovative cluster structures within large-scale systems of the medical industry and healthcare. 2021 14th International Conference Management of large-scale system development (MLSD), 2021, pp. 1–4. DOI: <https://doi.org/10.1109/MLSD52249.2021.9600178>
- [8] Drogovoz P.A., Yusufova O.M., Shiboldenkov V.A., Nevredinov A.R. An approach to exploratory neural network analysis and visualization of economic data in the space industry. *AIP Conference Proceedings*, 2021, vol. 2318, art. 070007. DOI: <https://doi.org/10.1063/5.0039855>

УДК 001.895

Обзор моделей оценки и принятия наукоемких технологий (на примере аэрокосмических секторов национальных экономик)

Черенков Игорь Евгеньевич

МГТУ им. Н.Э. Баумана

kimmo34321@gmail.com

Щекалева Анна Андреевна

МГТУ им. Н.Э. Баумана

anna.shchekaleva@icloud.com

Шиболденков Владимир Александрович

МГТУ им. Н.Э. Баумана

vshiboldenkov@mail.ru

Актуальность исследования обусловлена высокой значимостью управления инновациями в связи с мировым трендом на рост предпринимательской и инвестиционной активности в аэрокосмической отрасли. В работе рассмотрены модели распространения и принятия наукоемких технологий на примере аэрокосмических секторов национальных экономик в конъюнктуре. Сделан упор на особенности высокотехнологичных отраслей, национальные модели ведения бизнеса и управление инновационными технологиями.

Ключевые слова: факторы диффузии инноваций, экономико-математическое моделирование, наукоемкие технологии, инновации, диффузия инноваций

Аэрокосмический сектор экономики порождает инновационные технологии, имеющие коммерческий успех за его пределами [1]. Можно выделить множество примеров таких технологий:

- лазерный радар, используемый в системах навигации;
- светодиоды;
- системы мониторинга здоровья;
- материалы с уникальными свойствами (тефлон, аэрогель);
- фармацевтические препараты;
- 3D-печать;
- консервация продуктов питания [2, 3].

Последние 20 лет наблюдается мировой тренд на рост предпринимательской и инвестиционной активности в аэрокосмической отрасли. Ввиду наукоемкости этой отрасли, дополнительный приток капитала способствует наращиванию инновационного потенциала компаний, представленных в аэрокосмическом сегменте. Эти обстоятельства делают актуальной проблему управления инновациями [4].

Инновационные проекты подразумевают высокую степень риска и, в отличие от существующих технологий, затрачивает большее количество ресурсов. Именно поэтому необходима оптимальная модель распространения наукоемких технологий, которая позволит точнее управлять рисками и рассчитывать дальнейшую коммерциализацию результатов научно-технической деятельности [5].

Основы теории распространения инноваций появились еще во второй половине XX в., и с тех пор совершенствуются, например, за счет дополнения перечня факторов, влияющих на процесс диффузии инноваций. На сегодняшний день существует множество видов моделей распространения инноваций, основанных на различных теориях распространения из иных дисциплин, таких как: социология, биология, физика и т. д. [6].

В работе приводится анализ принятия наукоемких технологий аэрокосмической отрасли по трем моделям:

1. Диффузная модель Френка Басса

Суть модели заключается в том, что рост количества потребителей зависит от эффекта рекламы и эффекта межличностной коммуникации. Таким образом, идет разбиение потребителей инновации на две группы — новаторы, узнавшие про данную технологию и остальное большинство, узнавшие об инновации от первой группы людей и рекламы. В самом начале жизненного цикла инновационной деятельности преобладает эффект рекламы, позволяющий дать потенциальным пользователям узнать информацию о продукте. Затем количество потребителей увеличивается за счет эффекта межличностной коммуникации, то есть вторая группа больше прислушивается к мнению первой, и на данном этапе эффект рекламы значительно снижается. Математический аппарат данной модели позволяет рассчитать прирост пользователей во времени [7].

2. Модель диффузии Эда Мэнсфилда

Данная модель берет за основу допущение о том, что для принятия технологии необходимо взаимодействие с агентом, обладающим этой технологией. Иными словами, данная модель предполагает, что инновации распространяются подобно вирусам, передаваясь от одного носителя к другому. Данная модель была создана в попытке обосновать наблюдаемые данные о распространении инноваций. В качестве математического аппарата, в данной модели используется кривая Перла [8].

3. Нелинейная модель адаптированного уравнения Лотки — Вольтерра

Модель, разработанная двумя математиками для динамической системы «хищник — жертва» на основе незатухающих колебаний. Математический аппарат данного метода выражает взаимоотношение инноваций по отношению друг к другу и в зависимости от полученных коэффициентов может показывать все типы экологического взаимодействия: симбиоз, комменсализм, паразитизм/хищничество, нейтрализм, аменсализм, антибиоз [9].

Литература

- [1] Open innovation in the European space sector: Existing practices, constraints and opportunities. Available at: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0094576517308408> (accessed November 28, 2022).
- [2] РБК Тренды / ООО «БизнесПресс». Москва, 2015. URL: <https://trends.rbc.ru/> (дата обращения 30.11.2022).
- [3] NASA Home & City. 2022. Available at: <https://homeandcity.nasa.gov/nasa/city> (accessed November 30, 2022).
- [4] The Present and Future of the Space Sector: A Business Ecosystem Approach. Available at: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0265964620300163> (accessed November 28, 2022).
- [5] Зинченко А.Г., Незнахина Е.Л. Gartner Hype Cycle как инструмент повышения производительности. Управление производительностью: опыт и проблемы нижегородских предприятий: сб. науч. тр. Н.Новгород, 2020, с. 80–83. URL: <https://www.elibrary.ru/item.asp?id=42632276> (дата обращения 30.11.2022).
- [6] Дроговоз П.А. Эволюция моделей инновационного процесса и современная классификация инноваций. Креативная экономика, 2007, т. 1, № 7, с. 23–33.
- [7] Земцов С.П., Бабурин В.Л. Моделирование диффузии инноваций и типология регионов России на примере сотовой связи. Известия Российской академии наук. Сер. Географическая, 2017, № 4, с. 17–30. URL: <https://izvestia.igras.ru/jour/article/viewFile/580/470> (дата обращения 30.11.2022).
- [8] Барановский С., Пузыревская А. Теория моделирования диффузии инноваций. Наука и инновации, 2018, № 10 (188), с. 31–35. URL: <https://cyberleninka.ru/article/n/teoriya-modelirovaniya-diffuzii-innovatsiy/viewer> (дата обращения 30.11.2022).
- [9] Шиболденков В.А., Добринцев М.В. Экономико-математическое моделирование диффузии инноваций в производственно-сбытовых системах. Седьмые Чарновские чтения: сб. тр. Москва, 2018, с. 140–151. URL: https://www.elibrary.ru/download/elibrary_32658548_46327340.pdf (дата обращения 30.11.2022).

УДК 338.2

Обзор моделей конфигурации организационной ценности наукоемких организаций (на примере организаций ракетно-космической промышленности)

Шиболденков Владимир Александрович
МГТУ им. Н.Э. Баумана

vshiboldenkov@mail.ru

Овчаренко Варвара
МГТУ им. Н.Э. Баумана

ovchar3nko@gmail.com

Рассмотрены основные модели конфигурации организационной ценности наукоемких организаций, применяемые в организациях ракетно-космической промышленности. Проведен анализ практического применения наиболее распространенных логик ценности, а также их влияния на экономическую деятельность. Выполнена оценка потенциала внедрения наиболее перспективных из рассматриваемых алгоритмов создания ценности на наукоемких производствах в РФ.

Ключевые слова: бизнес-ландшафт, цепочка ценности, конфигурации ценности, факторы производства, способ создания ценности

Глубокие и динамичные изменения, происходящие в современной экономике, а именно в бизнес-ландшафте [1–3], актуализируют проблему необходимости пересматривать способы управления нематериальными активами и отчетности по ним. Данные изменения носят как внешний характер (закон Сарбейнса-Оксли требует от руководителей детального раскрытия информации по финансовым отчетам), так и внутренний (корпоративные системы с информацией о нематериальных активах) [4–6].

В связи с этим расширяется список ключевых факторов производства, происходят изменения в технологиях, меняется сам подход к производству и способы получения дохода, а вместе с этим и центр ценности.

Компании начинают функционировать в пространстве, в котором традиционные активы, как материальные, так и денежные, имеют все меньше значения для успеха в бизнесе. Их по значимости заменяют такие активы, как отношения с клиентами, интеллектуальная собственность и список руководителей высшего звена [7].

Существенное отличие компаний с большим объемом активов от компаний, интенсивно работающих с нематериальными активами, заключается в «цепочке ценности», т.е. способе создания ценности.

В первом случае предприятия работают по принципу «затраты-процесс-выпуск», поэтому в основном следуют концепции создания ценности, разработанной Майклом Портером совместно с компанией Accenture в 1980-х годах, где каждая отдельная задача, выполняемая компанией, способствует созданию деловой ценности. Данная модель цепочки создания ценности позволяет создать устойчивое конкурентное преимущество, прежде всего за счет эффективного использования денежных и физических ресурсов. Однако практически бесполезна для второй группы компаний, которые пытаются оправдать ожидания рынка в отношении роста за счет создания будущей ценности, ввиду этого следуют одной из двух альтернатив модели цепочки создания стоимости: мастерская создания стоимости или сети создания стоимости.

Выявление новых моделей конфигурации, принципиально важных для научного анализа современной экономики, является целью данного исследования, в котором логика ценности организации рассматривается в качестве бизнес-модели.

Исследование, проведенное в данной работе построено на систематизации и анализе данных компаний [7], применяющих различные логики ценности (цепочка, мастерская или сеть), которые могут дать важную информацию для построения уникального алгоритма ценности, а также исследуются риски и сложности, связанные с мастерскими и сетями — например, отличие степени правовой защиты интеллектуальной собственности в различных странах, и обсуждаются последствия каждой бизнес-модели для управления.

Наше решение [8, 9] заключается в интеграции и расширении модели нематериальных активов и учета их в моделях создания ценности для наукоемких компаний, участников аэрокосмической деятельности, которые сталкиваются с проблемами управления и измерения интеллектуальных активов в форме человеческого, организационного и реляционного капитала.

В результате проведенного исследования выявлено, что способность компании создать ориентированный на решение потребностей науки и общества «алгоритм создания ценности» имеет решающее значение для успеха инновационной деятельности.

Литература

- [1] Сусов Р.В., Самолдин А.Н. Трансформации бизнес-процессов наукоемкого производства на основе цифровых моделей. 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. 114–115.
- [2] Самолдин А.Н., Сусов Р.В. Имитационное моделирование в проектах цифровой трансформации бизнес-процессов. Технологии разработки и отладки сложных технических систем. Сб. тр. VII Всеросс. науч.-практ. конф. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2021, с. 425–429.
- [3] Самолдин А.Н., Сусов Р.В., Горбачев А.С. Трансформация бизнес-процессов в условиях цифровой организации производства. IX Чарновские чтения: сб. тр. всерос. науч. конф. по организации производства. Москва, НОЦ «Контроллинг и управленческие инновации», 2019, с. 141–146.
- [4] Кашеварова Н.А., Курцев Н.О. Исследование роли нематериальных активов в формировании глобальной цепочки создания стоимости смартфонов. Интеллектуальная собственность. Промышленная собственность, 2019, № 3, с. 55–64.
- [5] Дроговоз П.А., Кашеварова Н.А. Механизм перспективных патентных исследований при создании космической продукции специального назначения в условиях военно-гражданской интеграции. Аудит и финансовый анализ, 2017, № 3–4, с. 461–470.
- [6] Кашеварова Н.А. Построение модели жизненного цикла объектов интеллектуальной собственности на основе процессного подхода. Изобретательство, 2015, т. XV, № 10, с. 8–14.
- [7] Harris J.G., Burgman R.J. Chains, Shops and Networks: the logic of organizational value. Accenture Institute for High Performance Business Research Report, 2005.
- [8] Шиболденков В.А., Нестерова Е.С., Юсуфова О.М. Оценка значимости региональных экономических факторов и организационно-культурных профилей для цифровой бизнес-модели предприятия. Вопросы инновационной экономики, 2022, т. 12, № 4.
DOI: <https://doi.org/10.18334/vinec.12.4.115326>
- [9] Шиболденков В.А., Калинина О.А. Анализ специфики применения технологии process mining для моделирования бизнес-процессов на предприятиях аэрокосмической отрасли. 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. 119–122.

УДК 339.13

Обзор рынка технологий производственных дронов

Шиболденков Владимир Александрович
МГТУ им. Н.Э. Баумана

vshiboldenkov@mail.ru

Савченко Павел Петрович
МГТУ им. Н.Э. Баумана

pashka.sawchenko@yandex.ru

Выполнен анализ перспективных технологий беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) на нейронных сетях. Рассматривается подход применения беспилотных летательных аппаратов в производстве: какие функциональные производственные задачи выполняются, и каким образом БПЛА используют в производстве. Выполнена функциональная классификация типов БПЛА. Представлены задачи технического зрения. Описана модель использования дрона для производства и кейсы применения.

Ключевые слова: беспилотный летательный аппарат, анализ рынка, спрос, дроны, беспилотная технология

Рынок услуг с использованием беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) имеет большой потенциал развития, более широкие способы использования и сферы применения. Вместе с тем индустрия сталкивается с новыми вызовами и нормативно-правовыми препятствиями для коммерческой и промышленных отраслей [1].

Создание БПЛА стало возможным в результате объединения отечественных компетенций в сфере микроэлектроники, инерциальных систем, гироскопии, помехозащищенной навигации, авиационных гибридных силовых установок, композитов в единый пул и является совместным ответом космической и авиационной промышленности на современные глобальные вызовы [2].

Реализация инициативы Российские Космические Системы и партнеров холдинга минимизирует зависимость от импортных комплектующих и изделий в сфере производства отечественных БПЛА. Объединение усилий разработчиков высоких технологий в космическом приборостроении позволило посредством синтеза собственных унифицированных решений и исключительно российских системных разработок преодолеть дефицит зарубежной комплектации [2].

Многофункциональность БПЛА заключается в возможности создании на их основе интегрированной системы наблюдения и разведки, включающей в себя радиотехническую, оптическую и инфракрасную разведывательные подсистемы. Эти подсистемы могут работать одновременно, а их данные обрабатываться единым бортовым вычислительным комплексом. Одно из перспективных направлений — ретрансляция сигналов связи. Многофункциональность, наряду с расширением разведывательных возможностей и решения задач связи, предполагает проведение работ по увеличению времени автономной работы БПЛА и улучшению их тактико-технических характеристик [3].

Рынок услуг с использованием беспилотных летательных аппаратов имеет большой потенциал развития, более широкие способы использования и сферы применения в производстве. Ранее применимость дронов чаще всего ассоциировалась с военной техникой, позже, при их коммерциализации, дроны стали чаще ассоциироваться с видеосъемкой и стали неотъемлемой частью трэвел-блогов [4].

Однако, на сегодняшний день существует множество различных применений дронов, которые заметно могут улучшить качество как повседневной жизни простых горожан, так и автоматизацию различных промышленных объектов, например приведены в табл. 1.

Таблица 1

Функции БПЛА

Номер функции	Название	Пояснение
1	Экологический монитор	Атмосфера, гидросфера (поверхность водоемов)
2	Видеосъемка труднодоступных промышленных объектов	Заводы, здания, туннели
3	Разведка и подготовка планов помещений с использованием малых БПЛА	Сканирование и фото отчетность (высокоэтажных строений)
4	Мониторинг лесных массивов службой охраны леса	Видеосъемка лесов
5	Мониторинг нефтегазовых объектов, трубопроводов	Отчетность по безопасности трубопровода
6	Мониторинг опасных природных явлений	Система сбора информации об опасных природных процессах и явлениях, происходящих в геологической среде

В табл. 2 приведены задачи которые решаются при помощи субтехнологии искусственного интеллекта – техническое зрение (technical vision).

Таблица 2

Задачи технического зрения

Номер функции	Задачи
1	Распознавание объектов и текста
2	Идентификацию лиц
3	Обнаружение
4	Восстановление формы объектов по изображению
5	Оценка движения
6	Восстановление происходящего на изображении

БПЛА — беспилотный летательный аппарат (дрон), который выполняет полет без человека на борту и полностью управляется дистанционно из любой точки Земли [5].

БПЛА отличается от других летательных аппаратов тем, что он обладает особенностями конструкции по выполнению поставленных задач, от этого зависит автономность аппарата. Также он отличается размером, назначением и функциями, но главное отличие носит лингвистический характер.

Дрон — это общий термин, который охватывает беспилотные летательные аппараты, а квадрокоптер представляет собой тип дрона с четырьмя пропеллерами, которые облегчают взлет и обеспечивают высокую устойчивость в воздухе [6].

ПАО «Газпром нефть» внедрило беспилотные летательные аппараты, которые инвентаризируют грузы на склады. Дроны автоматизировали процесс подачи данных о продукции и ее характеристиках, а также ускорили сбор информации при полете между складами с помощью считывания цифрового кода на грузах.

Благодаря беспилотникам время на пересчет одной паллеты с грузом удалось сократить с 10 мин до 1–2 с. Также применение беспилотных аппаратов позволило оптимизировать рутинные операции и отказаться от использования погрузочно-разгрузочной техники при инвентаризации [7].

Рой от GoFPV представляет собой несколько небольших (35 см) машин, оборудованных: GPS, видеокамерой, нейронной сетью, обученной для распознавания человека, системой уклонения от препятствий [8].

Ключевая задача «Тезея» — пролететь 10 км на одной зарядке аккумулятора, что составляет не более 30–35 мин, исследовать территорию по маршруту полета и в случае обнаружения человека передать обработанные данные оператору [9].

Таким образом сделаем вывод, что беспилотные летательные аппараты стремительно набирают популярность на рынке, так как увеличивается спектр услуг в производственных процессах, где с большой эффективностью справляются БПЛА, тем самым ускоряя работу в производстве [10].

К примеру, компания ПАО «Газпром нефть», которая внедрила беспилотные летательные аппараты, которые ускорили внутренние процессы в 2 раза. Также они легки в эксплуатации, доступностью материалов, экономией ресурсов и выполняют сложные технические задачи.

Литература

- [1] Рынок услуг с использованием беспилотных летательных аппаратов. Технологии искусственного интеллекта как фактор цифровизации экономики России и мира. <https://cyberleninka.ru/article/n/tehnologii-iskusstvennogo-intellekta-kak-faktor-tsifrovizatsii-ekonomiki-rossii-i-mira/viewer> (дата обращения 18.09.2022).
- [2] Обзор применения беспилотный летательный аппарат на нейронных сетях в производственных целях. Космические технологии для БПЛА и авиации. URL: <https://russianspacesystems.ru/2022/08/19/kosmicheskie-tehnologii-dlya-bpla-i-aviacii/> (дата обращения 18.09.2022).
- [3] Обзор применения беспилотный летательный аппарат на нейронных сетях в военных целях. Новые технологии информационно- организационного процесса. URL: <https://army.ric.mil.ru/Stati/item/386753/> (дата обращения 24.09.2022).
- [4] Беспилотники (БПЛА): что это, их применение и развитие в Казахстане. Беспилотные летательные аппараты (БПЛА). URL: <https://astanahub.com/ru/blog/bespilotniki-bpla-cto-eto-ikh-primenenie-i-razvitie-v-kazakhstan> (дата обращения 20.09.2022).
- [5] Беспилотные летательные аппараты. Беспилотный летательный аппарат. URL: <https://ru.wikipedia.org/wiki/> (дата обращения 26.09.2022).
- [6] Чем отличается дрон от квадрокоптера и беспилотника. Дрон или квадрокоптер или беспилотник в чем разница? URL: <http://drongeek.ru/novosti/chem-otlichaetsya-dron-ot-kvadrokoptera> (дата обращения 26.09.2022).
- [7] «Газпром нефть» тестирует беспилотники для инвентаризации грузов на складах. «Газпром нефть» успешно испытала беспилотники. URL: <https://sdelanounas.ru/blogs/138791/#cut> (дата обращения 21.09.2022).
- [8] Обзор применения беспилотный летательный аппарат на нейронных сетях в производственных целях. Как с помощью нейронной сети найти потерявшегося в лесу человека. URL: <https://rb.ru/opinion/nejronka-les/> (дата обращения 21.09.2022).
- [9] Дроговоз П.А., Кошкин М.В. Анализ инновационных технологий в промышленности: блокчейн, интернет вещей. Вестник университета (ГУУ), 2019, № 3, с. 38–43.
- [10] Травушкина А.А., Щелокова А.Н., Шиболденков В.А., Юсуфова О.М. Обзор перспектив развития технологии цифровых двойников продуктов, услуг и сервисов в секторе материального производства. Вопросы инновационной экономики, 2022, т. 12, № 3. DOI: <https://doi.org/10.18334/vinec.12.3.115215>

УДК 338.2

Отраслевая научно-техническая кооперация для развития инновационных решений в высокотехнологичных направлениях (на примере новых космических технологий и систем)

Шиболденков Владимир Александрович

vshiboldenkov@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Рассмотрены национальные модели разработки и использования инновационной политики для решения проблем промышленных изменений в аэрокосмической отрасли и формирования отраслевой научно-технической кооперации для развития инновационных решений. Приведена разработанная классификация инновационных бизнес-моделей, платформ и экосистем. Представлена модель продуктовых индустриальных отраслевых экосистем.

Ключевые слова: сетевая интеграция, синергия, научно-техническая кооперация, экосистемы и платформы, инноватика

Промышленные изменения могут быть результатом либо технологической эволюции, либо институциональных изменений. Например, технологические инновации могут привести к появлению новой отрасли, а введение новых правил может подтолкнуть фирмы к консолидации и кооперации.

В то время как первое событие является внутренним для промышленной динамики, второе является внешним. Технологии и государственная политика являются важными предпосылками для внедрения инноваций. Из этого следует, что государство может создать надлежащие условия для адаптации бизнеса к изменениям институциональных условий и могут разработать нормативные акты, способствующие появлению и росту новых отраслей.

В этой работе исследуются взаимные процессы адаптации промышленной эволюции и инновационной политики на примере развития отрасли аэрокосмической промышленности в Европе и утверждается, что децентрализация управления инновационной политикой в национальных агентствах в качестве инновационных инструментов для надзора за аэрокосмической промышленностью была важна для развития инновационных отраслей [1, 2].

Возникновение отрасли и эволюция ее технологической сферы являются сложными. Появление новых областей и прорывных технологий является нелинейным процессом; решения принимаются в условиях сложности и неопределенности, и лицам, принимающим решения, требуются технические ресурсы для разработки хорошо обоснованных стратегий и политики [3, 4].

Руководители государственных и коммерческих структур изучали и применяли стратегическое предвидение (*foresight*) и составление технологических дорожных карт (*roadmapping*) для получения технической информации, необходимой для руководства развитием новых отраслей.

В 1990-х годах появился термин «технологическое предвидение», поскольку «страны искали новые политические инструменты для решения проблем в своих системах науки, технологий и инноваций».

Технологическое предвидение может быть дополнено методами стратегического предвидения. Стратегическое предвидение сосредоточено на будущем с точки зрения конкретной группы, сообщества, фирмы, государства или общества. Акцент делается не на технологическом толчке или вытягивании как таковом, а на задаче разработки и использования различных типов знаний о будущем для вмешательства в загадочные и

потенциально неспокойные ситуации, которые характеризуются социальной неопределенностью и сложностью систем [5].

Государство рассматривает технологии в качестве ключевого фактора при выборе того, какую инновационную систему использовать. Появляющиеся инновации, которые они создают, основаны на прошлых инновациях, поскольку, «инновации никогда не бывают полностью новыми». В связи с этим государство может выбирать или разрабатывать различные инновационные стратегии или сочетание различных стратегий для создания возможностей или наложения ограничений на создание новых отраслей промышленности или технологий. Сочетание различных политик, или сочетаний политик, подразумевает «взаимодействие и взаимозависимость между различными политиками, совместимыми с более сложным, многосторонним, многоуровневым и динамичным пониманием процессов, посредством которых возникают политики» [6], включая стратегии, процессы, участников и инструменты.

Государство поддерживает свои инновационные цели, осуществляя инновационную политику. Инновационная политика может быть прямой или косвенной.

Прямой политикой могут быть законы или нормативные акты, разработанные для поддержки инноваций (например, патентные законы).

Косвенная политика представляет собой нормативные акты, которые явно не связаны с инновациями, но которые запускают инновации.

Обычно инновационная политика объединяется в набор или сочетание мер и инструментов. Это комбинации инструментов политики, связанных с инновациями, которые взаимодействуют, чтобы явно или неявно влиять на интенсивность инноваций.

Инновационными инструментами являются:

- либо нормативными (например, законы),
- либо экономическими (например, стимулы),
- либо действие «мягкой силы» (например, государственно-частное партнерство, добровольное участие).

Инновационные инструменты представляют собой процессы, которые порождают новых участников и институты, которые появляются в постоянно меняющемся со временем сочетании [7, 8].

В настоящее время государство перешло от рассмотрения инновационной политики как инструментов к системному подходу, при котором оно разрабатывает и комбинирует стратегии в системы таким образом, чтобы решать проблемы инновационной системы.

При правильном сочетании стратегий, поддерживающих инновации, должно быть место для создания институтов, поддерживающих и обеспечивающих создание и передачу знаний.

Институты могут уменьшить ограничения на передачу знаний; следовательно, системный подход к инновациям должен быть сосредоточен на «системе взаимосвязанных созданий институтов для создания, хранения и передачи знаний, навыков и артефактов, которые определяют новые технологии».

Агентство как отраслевой оркестратор технологий — это правительственная организация, непосредственно ответственная за надзор и управление конкретными функциями: государственные учреждения как новые формы управления, которые в значительной степени децентрализованы и автономны от центральной исполнительной власти.

Государственные учреждения являются субъектами, которые реализуют инновационную политику правительств; они «играют ключевую посредническую роль» сетевого управления в комплексе инновационной политики и поощряют координацию различных участников. Механизм, координирующий различных участников, был разработан для предотвращения неэффективных закупок и вместо этого способствовал созданию эффективного рынка. Государственные учреждения также являются компетентными и ответственными покупателями, которые лучше оценивают концепции и устанавливают требования и стандарты.

Технологический опыт и высокое знание продукта сотрудниками агентства позволяют им проводить обоснованные оценки продукта.

Кроме того, их высокий уровень компетентности и значительные результаты исследований воспринимаются конечным пользователем как эквивалент создания ценности.

Литература

- [1] Дроговоз П.А., Садовская Т.Г., Чурсин А.А., Шиболденков В.А. Нейросетевой анализ влияния социокультурных факторов на инновационную активность государства. Научные исследования и разработки. Социально-гуманитарные исследования и технологии, 2017, т. 6, № 2, с. 72–80.
- [2] Дроговоз П.А., Садовская Т.Г., Чурсин А.А., Шиболденков В.А. Применение самоорганизующихся нейросетевых карт для кросс-культурного анализа. Научные исследования и разработки. Современная коммуникативистика, 2017, т. 6, № 2, с. 8–15.
- [3] Шиболденков В.А., Подрезов А.С. Разработка модели оценки экономического эффекта от формирования интегративных, сетевых и платформенных отраслевых структур. 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. 162–164.
- [4] Дроговоз П.А., Леус Н.А. Мировые тенденции развития предиктивной аналитики больших данных в промышленной сфере. Экономика и предпринимательство, 2019, № 4, с. 168–176.
- [5] Кашеварова Н.А. Анализ современного состояния концепции устойчивого развития космической деятельности. 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. 65–68.
- [6] Дроговоз П.А., Дробкова О.С. Подход к применению межотраслевых моделей для управления структурой научно-производственной кооперации в космической отрасли промышленности. /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. 129–131.
- [7] Самолдин А.Н. Особенности маркетинга космических услуг. 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. 110–112.
- [8] Кашеварова Н.А., Куликова М.Е., Рясина А.Д. Анализ роли интеллектуальной собственности в рамках концепции устойчивого развития. Конкурентоспособность в глобальном мире: экономика, наука, технологии, 2022, № 6, с. 209–214.

УДК 331.101.6

Оптимизация непрофильных задач конструкторских подразделений на предприятиях ракетно-космической отрасли

Шумских Илья Юрьевич
АО «РКЦ «Прогресс»

il815@yandex.ru

Рассмотрены результаты анализа деятельности конструкторских подразделений АО «РКЦ «Прогресс», в том числе их загрузки, трудовых ресурсов, видов выполняемых непрофильных работ. Представлена целая программа проектов, направленных на повышение производительности конструкторских подразделений путем оптимизации непрофильных задач. Программа содержит три комплекса мероприятий: реинжиниринг системы контроля, изменение порядка оценки трудоемкости и планирования работ, структурные преобразования. Показаны экономический и другие эффекты от внедрения каждого проекта и программы в целом. Сделаны выводы, что производительность конструкторских подразделений можно повысить более чем на 10 % путем оптимизации их непрофильных задач.

Ключевые слова: непрофильные задачи, конструкторские подразделения, производительность, контроль выполнения задач, планирование работ, организационная структура

Введение

В работе любого предприятия есть задачи, которые сопутствуют основному виду деятельности, так называемые непрофильные задачи [1, 2]. По личным подсчетам автора работы, у сотрудников конструкторских подразделений непрофильные задачи (охрана труда, хозяйственно-бытовые вопросы, противопожарные мероприятия и пр.) занимают почти пятую часть рабочего времени. Эта дополнительная нагрузка не учитывается при планировании и приводит к нерациональному использованию рабочего времени, «перегрузу» сотрудников, затягиванию сроков выполнения основных работ и, в конечном счете, снижению эффективности работы конструкторских подразделений [3, 4].

Поэтому потребовалось создание программы проектов по внедрению вновь разработанных комплексов мероприятий (каждый по отдельному направлению), повышающих эффективность работы конструкторских подразделений путем оптимизации непрофильных задач.

Анализ деятельности конструкторских подразделений и мероприятия по оптимизации их непрофильных задач

Анализ деятельности конструкторских подразделений показал наличие важнейшей управленческой проблемы конструкторских подразделений в виде их невысокой производительности обусловленной некорректной структурой, слабой системой планирования и неэффективной системой контроля выполняемых задач.

Для создания программы проектов, направленных на повышение производительности конструкторских подразделений путем оптимизации непрофильных задач, потребовалось решение следующих задач:

- разработать по направлениям комплексы мероприятий по повышению производительности конструкторских подразделений путем оптимизации непрофильных задач;
- разработать программу проектов внедрения комплексов мероприятий по оптимизации непрофильных задач конструкторских подразделений.

По результатам решения первой задачи разработаны три комплекса мероприятий, нацеленных на повышение производительности конструкторских подразделений путем оптимизации их непрофильных задач. Направления комплексов мероприятий:

- контроль выполнения задач;
- порядок планирования работ;
- организационная структура.

По результатам решения второй задачи для каждого комплекса разработан проект внедрения. Все проекты объединены в одну программу, для которой составлен подробный календарный план реализации. В результате проведенного исследования были предложены следующие рекомендации:

- по реинжинирингу системы контроля выполняемых задач;
- по изменению порядка оценки трудоемкости и планирования работ;
- по структурным преобразованиям.

Помимо положительного экономического эффекта в виде экономии предприятием от 1,6 до 3,1 млн. рублей в месяц, выполнение указанных рекомендаций обеспечит:

- повышение производительности и качества выполняемых работ;
- повышение управляемости подразделениями;
- рост мотивации и вовлеченности персонала;
- соблюдение сроков выполнения работ;
- сокращение сроков выполнения работ.

Заключение

Каждый из трех проектов внедрения комплексов мероприятий по отдельности сам по себе является самостоятельным и законченным, следовательно, может реализовываться вне зависимости от реализации остальных, с положительным экономическим эффектом в результате. Однако именно реализация всех трех проектов и именно в указанной последовательности приводит к так называемым синергетическим экономическому и управленческому эффектам [5].

В ходе анализа деятельности конструкторских подразделений выявлена дополнительная управленческая проблема по наличию внеплановых работ (в том числе основных), которая также эффективно решается разработанными мероприятиями.

Литература

- [1] Гапонова О.С. Менеджмент. Москва, РИОР, 2019, 480 с.
- [2] Кузнецов Ю.В. Теория организации. Москва, Юрайт, 2022, 351 с.
- [3] Винокур М.Е. Организация производства и менеджмент. Москва, Проспект, 2021, 168 с.
- [4] Тебекин А.В. Менеджмент. Москва, ИНФРА-М, 2020, 384 с.
- [5] Спиридонова Е.А. Управление инновациями. Москва, Юрайт, 2020, 298 с.

УДК 338.1

Коммерциализация космических услуг: биржа или акселератор

Щеглов Георгий Александрович

shcheglov_ga@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Рыжикова Тамара Николаевна

tnr411@yandex.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Шаповалов Анатолий Витальевич

anatoly.bmstu@yandex.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Рассмотрены инструменты коммерциализации космических услуг. Проанализированы возможности акселератора и биржи для продвижения космических услуг. Выделены особенности рассматриваемых подходов, ожидаемая эффективность и перспективы использования. На примере малого разгонного блока представлен перечень космических услуг, которые могут быть предложены инвесторам, также пути их коммерциализации через аренду или лизинг. Предложена модель взаимодействия инвесторов и разработчиков биржи космических услуг.

Ключевые слова: биржа, биржа стартапов, биржа интеллектуальных товаров и услуг, акселератор, малый разгонный блок

В последнее время, Роскосмос уделяет много внимания формированию рынка космических услуг, чтобы приблизить изготовителей и эксплуатантов космической техники к коммерциализации результатов работ в отрасли, и активизировать частные инвестиции.

Космические услуги явились результатом демократизации в космической сфере, и, как правило, переориентации в направлении гражданского использования ракетно-космических средств и систем, которые ранее были задействованы только на обеспечение задач оборонного и научного характера. Постепенно спрос на космические услуги начал выходить далеко за рамки оборонных нужд, и потребовалось более массовое их использование. На этой основе стали возникать новые сегменты как космического рынка, так и общественного потребления, а следом и появился рынок космических услуг, которые включают в себя производство, распространение, и потребление космических услуг. Например, дозаправка транспортных кораблей на орбите, которая может позволить использовать миссии с несколькими запусками, в которых основной корабль запускается пустым и дозаправляется на промежуточной орбите, продление миссий для дорогих геостационарных спутников и миссии по активному удалению объектов космического мусора на низких околоземных орбитах. Продвижение таких услуг требует широкого взаимодействия со всеми потенциальными интересантами.

Космическая отрасль нуждается:

- в поиске и отборе инновационных решений и увеличении числа перспективных стартапов;
- в продвижении уже начатых и находящихся на разных стадиях проектов;
- в притоке инвестиций, которые должны помочь инновациям обрести будущее.

Для поиска и отбора инновационных решений и увеличения числа перспективных стартапов в последнее время используются акселераторы.

Акселератор для бизнеса является местом, где могут быстро выполнить экспертизу, положительный результат которой может позволить получить небольшое, как правило, финансирование [1, 2]. Подобный акселератор создан в Роскосмосе для взаимодействия и сотрудничества с МИК.

В ходе проведения отбора в 2021 году были выявлены недостатки:

- оказались не обозначенными критерии для принятия решений по заявке при первичной экспертизе, компетенции и ресурсы команды;
- выявилась необоснованность целей и планов развития проекта;
- экспертиза большого количества проектов, проходящих в очный этап, занимает много времени и тормозит работу не принося результата;
- не обозначены направления проектов, интересующие Госкорпорацию «Роскосмос», что также размывает поставленные цели.

Но самое главное, учредитель акселератора выступает спонсором, а следовательно, данный инструмент прямо не способствует притоку инвестиций со стороны. Со всем иными подходы используют биржи [3].

Биржа сегодня — это просто интернет-сайт, позволяющий сформировать значительную базу данных инвесторов, разработчиков, производителей. На таком сайте можно вложить деньги в заинтересовавший стартап, проект или попытаться запустить в жизнь собственный проект [4]. То есть, биржа — это магазин.

Количество таких бирж растет не только в России, но и в Беларуси, Казахстане, других странах СНГ, не говоря уже об остальном мире, где эти биржи существуют давно. Разные биржи имеют разные особенности, например:

- ограничение стран, которые способны добавлять новые проекты;
- участие инвесторов из некоторых стран только через посредников;
- использование двух методов финансирования: фиксированного и гибкого; в первом случае актер может получить деньги; во втором собранные деньги актер получит вне зависимости от результата;
- разная по степени строгости модерации контента;
- доступна или не доступна внутренняя статистика системы, наличие интеграции с подобными сервисами;
- есть ли выделение предпочтительных проектов, например, прошедших ручной отбор; добавляются ли они на главную страницу сайта или на выделенную;
- доступно ли прямое общение с инвесторами через конференцсвязь;
- предоставляются ли юридические консультации;
- и т. д.

Подобная биржа могла бы быть создана для реализации космических проектов и услуг и вполне может быть реализована Роскосмосом. Но что для этого нужно? Прежде всего разобраться, какие виды космических услуг или проектов будут там представлены.

Потенциальный инвестор нуждается прежде всего в понимании того, что он получит от своих вложений. И на наш взгляд, наиболее перспективны услуги, оказываемые маневрирующими космическими аппаратами на орбите, например:

- оказание услуг малыми разгонными блоками (МРБ), такие как: межорбитальное маневрирование, компенсация торможения космического аппарата (КА), инспекция КА, орбитальное обслуживание, борьба с космическим мусором и др.;

- быстрая доставка грузов с орбитальных станций малыми спускаемыми аппаратами (МСА) вне зависимости от планового грузопотока с минимальными затратами времени на поиск груза и сохранением заданных внешних условий содержания полезного груза;
- и др.

Как нам кажется, для реализации подобных услуг через биржу необходимо разработать и внедрить методики оценки фиксированной цены предлагаемых на бирже услуг. Именно достижением фиксированной цены на свои Старлинки американский предприниматель И. Маск сумел наладить их эффективную реализацию.

Например, при оказании услуг малыми разгонными блоками можно рассматривать два подхода:

- первый, когда МРБ одноразовый и оказывая услугу, сгорает по ее завершению;
- второй, предполагающий многоразовое использование, при котором МРБ базируется на пилотируемой орбитальной станции.

Таким образом, себестоимость услуги, оказываемой МРБ, зависит от условий выведения, от количества включений, от стоимости топлива и т. д. Рентабельность услуг будет разной, поэтому спрос должен показать, какая фиксированная цена будет наиболее востребована.

Также через биржу можно осуществлять и аренду (лизинг) КА, так как КА относятся к объектам недвижимости. Достоинством такого сценария является то, что инвестор, или некая компания, занимающаяся какими-либо исследованиями, может взять КА в лизинг, в финансовый лизинг, либо в оперативный. Например, современные «умные» спутники ДЗЗ могут за счет перепрограммирования бортовой нейросети гибко перестраиваться на поиск различных объектов из космоса по требованию заказчика.

Арендная плата может быть установлена в виде:

- постоянной ставки в течение срока действия договора;
- прогрессивно-понижающейся ставки в зависимости от длительности срока действия договора.

Таким образом можно рассчитать оптимальный срок эксплуатации, при котором аренда КА, его приобретение в собственность или приобретение услуги по фиксированной цене будут одинаково эффективными.

На основании вышесказанного можно предложить состав этапов для взаимодействия для включения в биржу космических продуктов:

1. Этап разработки (НИР, ОКР, ТЗ, эскизный проект, изготовление опытного образца и др.).
2. Участники-организации, допущенные для участия со своими предложениями и услугами.
3. Тип услуги, предлагаемая стоимость, время ожидания исполнения.
4. Участники-инвесторы или потребители.

Потребитель, инвестор покупает или вкладывается в интересующую их услугу. Получает информацию о ее стоимости, времени ожидания в зависимости от организации, предлагающей данную услугу. Услуга может предлагаться по различным ценам, разными организациями, поэтому у потребителя или инвестора может быть выбор.

Управление такой биржей, ее структура и функции могут быть традиционными для подобных организаций. Она может быть открытой для иностранных инвесторов или закрытой. А ее доходы могут формироваться за счет поступлений от участников проводимой торговли.

Литература

- [1] Ванин А. Акселераторы в современной венчурной индустрии. Наука и инновации, 2015, № 145. URL: <https://cyberleninka.ru/article/n/akseleratory-v-sovremennoy-venchurnoy-industrii> (дата обращения 24.11.2022).
- [2] Казимиренко В.А. Бизнес-модель акселератора и ее развитие. Бизнес-образование в экономике знаний, 2015, № 2 (2). URL: <https://cyberleninka.ru/article/n/biznes-model-akselatora-i-ee-razvitiye> (дата обращения 24.11.2022).
- [3] Ковалева Н.А., Кононенко А.М. Биржа интеллектуальной собственности: зарубежная практика и Российский опыт. Финансовые рынки и банки, 2020, № 1. URL: <https://cyberleninka.ru/article/n/birzha-intellektualnoy-sobstvennosti-zarubezhnaya-praktika-i-rossiyskiy-opyt> (дата обращения 24.11.2022).
- [4] Сказочкин А.В. Биржа интеллектуальных продуктов как центр системы коммерциализации результатов научных исследований. Управление наукой и наукометрия, 2013, № 13. URL: <https://cyberleninka.ru/article/n/birzha-intellektualnyh-produktov-kak-tsentr-sistemy-kommertsializatsii-rezultatov-nauchnyh-issledovaniy> (дата обращения 24.11.2022).

УДК 65

Функции и задачи контроллинга по развитию компетенций высокотехнологичных предприятий ракетно-космической отрасли

Яценко Виктория Викторовна

МГТУ им. Н.Э. Баумана

vika_management@mail.ru

Фалько Сергей Григорьевич

МГТУ им. Н.Э. Баумана

falkosg@bmstu.ru

Показана значимость развития и трансформации компетенций организации для наращивания производственного потенциала и реализации инновационной стратегии высокотехнологичных предприятий ракетно-космической отрасли; доказана целесообразность позиционирования контроллинга в системе менеджмента высокотехнологичного предприятия с целью методической и информационно-аналитической поддержки принятия управленческих решений относительно формирования перспективных компетенций организации; определены функции и задачи контроллинга по развитию стратегически значимых компетенций высокотехнологичных предприятий ракетно-космической отрасли.

Ключевые слова: ракетно-космическая отрасль, высокотехнологичное предприятие, компетенции организации, система контроллинга

Введение

Повышение уровня технологического развития отрасли, наращивание производственного потенциала для реализации перспективных направлений деятельности определяется способностью предприятий создавать новые технологии и компетенции. Активизация инновационной деятельности и реализация потенциала ракетно-космической отрасли могут быть достигнуты за счет развития и трансформации компетенций высокотехнологичных предприятий, способствующих разработке и производству новой продукции, а также диверсификации — расширению производства высокотехнологичной продукции некосмического профиля и перехода в другие сегменты рынка.

Специфика деятельности высокотехнологичных предприятий ракетно-космической отрасли, заключающаяся в реализации крупных проектов в области проектирования и производства сложных изделий ракетно-космической техники, требует совершенствования механизма управления при активной поддержке системы контроллинга. Проблема встраивания системы контроллинга в организационную структуру предприятий является весьма актуальной и значимой с точки зрения совершенствования процессов управления. Формирование, развитие и трансформация компетенций организации требуют принятия управленческих решений в соответствии с изменениями стратегических целей и задач предприятия, координации деятельности различных подразделений по вопросу проектирования перспективных компетенций. Менеджмент организации несет ответственность за принимаемые решения, а контроллинг оказывает методическую и информационно-аналитическую поддержку руководителям различных уровней.

Цель исследования — определить функции и задачи контроллинга по развитию компетенций высокотехнологичных предприятий ракетно-космической отрасли.

Методы исследования

Функционирование системы контроллинга реализуется на основе системного подхода. Системный подход позволяет структурировать функции и задачи контроллеров с целью интеграции планирования, контроля, информационного обеспечения в единую систему через сложные производственные взаимосвязи для осуществления комплексного анализа, а также выявления системных изменений и согласования инструментов контроллинга с компетенциями контроллеров [1].

При рассмотрении контроллинга как системы важно понять, как функции и задачи контроллинга должны быть реализованы и согласованы со стратегическими целями предприятия. При этом перечень функций и задач предопределяется спецификой позиционирования контроллинга в системе менеджмента высокотехнологичного предприятия [2].

Результаты

Для высокотехнологичных предприятий ракетно-космической отрасли целесообразно внедрить модуль контроллинга в систему управления процессами формирования и развития компетенций организации, что выходит за рамки традиционных направлений применения контроллинга, связанных с координацией инновационной деятельности и управления проектами [2–4]. Это обусловлено тем, что реализации стратегических задач предшествует своевременный прогноз перспективных компетенций организации и принятие обоснованных решений по вопросам оценки потенциала компетенций и разработки мероприятий по формированию будущих стратегически значимых компетенций.

Согласно интеграционно-координационной концепции контроллинга деятельность всех подразделений предприятия и ответственных должностных лиц по прогнозированию и формированию будущих компетенций, контролю распределения и использования компетенций, стратегическому и оперативному управлению компетенциями организации требует согласованных и скоординированных действий [5, 6].

К функциям контроллинга по развитию компетенций высокотехнологичных предприятий относятся:

1. Инструментальная поддержка процессов принятия решений по выработке инновационной стратегии.
2. Методическая поддержка процессов принятия решений по оценке потенциала и экономической целесообразности развития и трансформации собственных компетенций организации.
3. Информационно-аналитическая поддержка процессов принятия решений о целесообразности развития компетенций организации за счет сотрудничества с партнерами по инновационной деятельности.
4. Координация деятельности подразделений высокотехнологичного предприятия по созданию инновационной продукции, а также координация и интеграция совместной инновационной деятельности организаций-партнеров.

Реализация функций предполагает выполнение ряда задач, которые сводятся к разработке:

- инструментов стратегического анализа, учитывающих отраслевую специфику высокотехнологичного предприятия, факторы инновационной активности, тенденции развития;
- подходов, критериев и принципов оценки потенциала компетенций организации и определения уровня развития компетенций;
- инструментов оценки затрат на развитие и трансформацию компетенций собственными силами предприятия;
- направлений формирования нового набора перспективных компетенций внутри организации;
- инструментов координации деятельности подразделений по выбору способов и реализации мероприятий, направленных на развитие всех составляющих компетенций организации для проектирования и производства инновационной продукции;
- подходов и методов формирования нового набора перспективных компетенций за счет взаимодействия инновативных партнеров;
- инструментов выбора партнера по инновационной деятельности и оценки экономической целесообразности партнерского взаимодействия;
- инструментов интеграции и координации сотрудничества инновативных партнеров по формированию новых компетенций и организации распределенного проектирования и производства инновационной продукции.

Обсуждение

Традиционной задачей контроллинга остается разработка инструментов стратегического анализа для информационно-аналитической и методической поддержки менеджмента организации по выработке и корректировке стратегии развития предприятия. В соответствии со стратегией определяются виды перспективных проектов. По отношению к конкретному инновационному проекту оцениваются потенциальные возможности реализации задач собственными силами предприятия. При невысоком производственном потенциале и научно-технологическом заделе внешние источники компетенций рассматриваются как фактор инновационного развития.

Формирование, развитие и трансформация компетенций организации в соответствии с поставленными стратегическими задачами по производству технически сложной инновационной продукции предполагает выбор одного из альтернативных вариантов:

1. Развитие и трансформация компетенций организации собственными силами и переход к производству инновационной продукции.
2. Организация распределенного проектирования и производства инновационной продукции на основе инновативного партнерства производителей.

Ответственность за принятые управленческие решения по выбору одного из направлений и реализации ключевых задач по формированию перспективных, стратегически значимых компетенций несет руководство организации. Для обоснованности решений с методической и информационно-аналитической точки зрения, а также координации деятельности по интеграции отдельных составляющих компетенций, полученных из разных источников, менеджмент организации нуждается в поддержке, которую обеспечит контроллинг.

Заключение

Встраивание контроллинга в систему менеджмента высокотехнологичного предприятия особенно актуально при переходе к проектированию и производству инновационной продукции, требующей новых уникальных компетенций, что объясняет целесообразность интеграции с партнерами по инновационной деятельности. С этой позиции контроллинг оказывает не только методическую и инструментальную поддержку, но и обеспечивает координацию взаимодействия инновативных партнеров. На основе всесторонней оценки, учитывающей уровни развития компетенций и альтернативные варианты формирования компетенций, менеджмент организации сможет принимать обоснованные решения по реализации стратегии технологической независимости предприятий ракетно-космической отрасли.

Литература

- [1] Controller-Kompetenzmodell: Ein Leitfaden für die moderne Controller-Entwicklung mit Muster Kompetenzprofilen / Unter Schriftleitung R. Niedermayr-Kruse. Freiburg; München, Haufe Verlag, 2015, 256 s.
- [2] Яценко В.В. Позиционирование контроллинга в организационно-управленческом механизме формирования и развития компетенций высокотехнологичных предприятий. Контроллинг, 2022, № 1 (83), с. 2–7.
- [3] Бойко В.П., Фалько С.Г. Контроллинг инновационных проектов в ракетно-космической промышленности. Москва, Объединение контроллеров, 2019, 127 с.
- [4] Horvath P., Gleich R., Seiter M. Controlling. 13. Auflage. München, Franz Vahlen Verlag, 2015, 517 s.
- [5] Яценко В.В. Координация как функция и компетенция контроллера. Контроллинг, 2019, № 71, с. 34–37.
- [6] Фалько С.Г., Яценко В.В. Координационно-интеграционная концепция контроллинга на предприятиях ракетно-космической отрасли. 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. 93–95.

УДК 65

Потенциал компетенций высокотехнологичных предприятий ракетно-космической отрасли

Яценко Виктория Викторовна
МГТУ им. Н.Э. Баумана

vika_management@mail.ru

Яценко Роман Дмитриевич
МГТУ им. Н.Э. Баумана

yatsenko@bmstu.ru

Показана значимость развития и трансформации компетенций высокотехнологичных предприятий для повышения инновационной активности и решения стратегических задач ракетно-космической отрасли. Проанализированы существующие подходы к анализу производственного потенциала предприятий ракетно-космической отрасли. Доказана целесообразность оценки потенциала предприятий через потенциал компетенций организации. Выявлена взаимосвязь между потенциалом компетенций организации и потенциалом технико-технологических и кадровых компетенций. Определены составляющие потенциала технико-технологических компетенций и компетенций персонала.

Ключевые слова: высокотехнологичное предприятие, компетенции организации, компетенции персонала, потенциал компетенций, технико-технологические компетенции

Введение

Инновационная активность и конкурентоспособность высокотехнологичных предприятий ракетно-космической отрасли на внутреннем и мировом рынке зависит, прежде всего, от уровня развития компетенций персонала и компетенций организации. Однако нельзя недооценивать потенциал компетенций, позволяющий находить новые возможности для достижения стратегических целей и задач в условиях динамично меняющейся внешней среды. Показатели потенциала для высокотехнологичных предприятий имеют большую ценность по сравнению с достигнутыми результатами. Оценка потенциала предприятий ракетно-космической отрасли считается ключевым этапом реализации долгосрочной стратегии, поскольку позволяет создать основу для масштабных преобразований предприятий отрасли. Таким образом, возникает потребность в разработке подходов и методов выявления и оценки научно-технического и кадрового потенциала высокотехнологичных предприятий для принятия управленческих решений относительно стратегии развития, а также тактических и оперативных задач по укреплению и приумножению потенциальных возможностей предприятий и отрасли в целом.

Предлагается использовать компетентностный подход к оценке потенциала предприятий, согласно которому потенциал высокотехнологичных предприятий ракетно-космической отрасли рассматривается и оценивается с точки зрения применяемого набора компетенций и возможности формирования перспективных стратегически значимых компетенций организации. Цель исследования — доказать актуальность и значимость определения и оценки потенциала компетенций высокотехнологичных предприятий для реализации стратегических направлений развития ракетно-

космической отрасли. Задачи исследования – показать целесообразность оценки потенциала предприятий через потенциал компетенций для формирования перспективных стратегически значимых компетенций организации, выявить взаимосвязь между потенциалом компетенций организации и потенциалом технико-технологических и кадровых компетенций.

Методы исследования

Для исследования составляющих потенциала компетенций организации применяется системный подход и метод классификации. Системный подход позволяет представить компетенции организации как целостную систему, выделить ключевые элементы этой системы и определить взаимосвязи между ними. Метод классификации применяется с целью систематизации и структурирования индикаторов сформированности и перспективности отдельных составляющих компетенций организации.

Оценка потенциала компетенций организаций осуществляется на основе метода экспертных оценок, который позволяет анализировать сложные неформализуемые проблемы с учетом суждений экспертов на основе формальной групповой обработки результатов.

Обозначенные методы исследования позволяют принять обоснованное решение об оценке потенциала компетенций высокотехнологичных предприятий ракетно-космической отрасли.

Результаты

Потенциал компетенций организации как сформированный набор компетенций, отличающийся способностью преобразовываться в перспективные стратегически значимые компетенции при минимальных временных и финансовых затратах, определяет производственный потенциал предприятия. Оценка компетенций организации производится путем сравнения фактических характеристик с нормативными показателями, а оценка потенциала компетенций осуществляется на основе прогноза соответствия достигнутого уровня компетенций и возможных изменений в компетенциях стратегическим целям и задачам предприятия [1].

Потенциальные возможности высокотехнологичных предприятий по реализации перспективных задач целесообразно оценивать по потенциалу технико-технологических компетенций и компетенций персонала. Оценка технико-технологического потенциала служит отправной точкой реализации проектов по технологическому перевооружению и переоснащению, реконструкции и расширению производственных мощностей предприятия. Определяется потенциал технико-технологических компетенций уровнем развития сформированных и интегрируемых в производственный процесс технико-технологических компетенций организации, привлекательностью и перспективностью техники и технологий. Неоспоримый факт, что потенциальные технологические возможности предприятий ракетно-космической отрасли определяются степенью развитости перспективных и прорывных технологий, которые представлены не только технологиями цифрового производства, но и технологиями производства изделий и конструкций ракетно-космической техники из композиционных материалов, аддитивными технологиями, что позволяет организовать производство инновационной продукции с сокращением числа технологических переделов и используемых технологических компетенций [2].

Реализация научного, инновационного и производственного потенциала не представляется возможным без учета кадрового потенциала, что неразрывно связано с интеллектуализацией труда, повышением квалификации и компетентности инженерных и рабочих кадров. Потенциал компетенций персонала предполагает ориентацию на управление проектами, многофункциональность и системность. Целесообразно при подготовке кадров с новыми компетенциями переходить от концентрации на узкой специализации к расширению сфер профессионального обучения путем интеграции и комбинирования различных умений и навыков, формированию междотраслевых знаний и многопрофильных умений, трансформации компетенций под новые стратегические задачи.

Обсуждение

В ракетно-космической отрасли отсутствуют утвержденные методики технологического аудита и оценки производственно-технического потенциала предприятий. Как правило, производственный потенциал оценивается экспертами путем расчета усредненного взвешенного значения уровня развития каждой группы технологий. Во внимание принимаются традиционные показатели — плановая трудоемкость, наличие объектов интеллектуальной собственности, новизна технологии, фондовооруженность, износ оборудования и т. д. [2]. Нередко применяют подход, согласно которому технико-технологический уровень производства определяется через анализ используемого оборудования на предмет соответствия современным достижениям науки и техники, и присвоения основным видам оборудования соответствующих коэффициентов. Повышение технико-технологического уровня требует, в первую очередь, совершенствования технологических переделов с высокой удельной трудоемкостью. Для переделов с низкой удельной трудоемкостью альтернативным вариантом становится возможность передачи заказа другим предприятиям в рамках сотрудничества и кооперации [3].

Предложенный подход к оценке потенциала технико-технологических компетенций и компетенций персонала позволит прогнозировать производственный потенциал предприятия и перспективные возможности производителя в отношении стратегии развития. Различные варианты комбинирования технико-технологических и кадровых компетенций по уровням перспективности и привлекательности предполагают выбор конкретного направления стратегического развития высокотехнологичного предприятия. Очевидно, что реализации инновационной стратегии предприятия предшествует выравнивание всех составляющих компетенций организации с точки зрения накопленного потенциала и повышения уровня потенциала ключевых элементов компетенций. Потенциал компетенций может оцениваться через систему индикаторов стратегической значимости и перспективности компетенций организации. Исходный набор индикаторов варьируется. При этом целесообразно осуществлять оценку интегрального индикатора потенциала компетенций экспертным методом [4]. Повышение потенциала технико-технологической и кадровой составляющих компетенций организации может быть достигнуто за счет реализации соответствующей стратегии, что обеспечит формирование перспективных компетенций для проектирования и производства инновационной технологически сложной продукции.

Заключение

Приоритетными для высокотехнологичных предприятий ракетно-космической отрасли должны стать направления деятельности по решению задач поддержания и совершенствования производственно-технологического потенциала отрасли, обеспечивающего разработку и производство инновационной ракетно-космической техники требуемой номенклатуры, необходимого количества, качества и надежности, с заданными тактико-техническими характеристиками. Укрепление конкурентоспособности и наращивание темпов роста высокотехнологичных предприятий ракетно-космической отрасли определяются, в первую очередь, уровнем сформированности и потенциалом компетенций организации, что способствует формированию перспективных компетенций востребованных для реализации инновационной стратегии развития.

Литература

- [1] Фалько С.Г., Яценко В.В. Инновационное развитие высокотехнологичных предприятий ракетно-космической отрасли с учетом сбалансированности сформированных и перспективных компетенций. 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. 206–209.
- [2] Афанасьев М.В. Технологическое развитие отрасли как часть промышленной политики в условиях конкуренции: механизмы и инструменты оценки. Вестник «НПО «Техномаш», 2020, № 3, с. 47–56.
- [3] Юрцев Е.С., Рахмилевич Е.Г. и др. Опыт ФГУП «НПО «Техномаш» в проведении технологического аудита уровня цифрового развития предприятий ракетно-космической промышленности. Станкоинструмент, 2020, № 3 (20), с. 76–81.
- [4] Яценко В.В. Оценка потенциала компетенций высокотехнологичных предприятий. Инновации в менеджменте, 2022, № 1 (31), с. 46–53.

Содержание

Участники	3	
Руководители оргкомитета	5	
Программный комитет	5	
Круглый стол «Бауманский экипаж: работа на орбите»	6	
Пленарное заседание	7	
Секция 1. Пионеры освоения космического пространства.		
История ракетно-космической науки и техники	8	
<i>Александров А.П.</i> Создание первой отечественной жидкостной ракеты в Группе изучения реактивного движения. К 90-летию запуска ракеты «09».....	8	
<i>Добренькая М.В., Иванченко Е.С.</i> Путь в ракетной технике «профессора Петровича»: документы Российского государственного архива научно-технической документации о В.П. Глушко (к 115-летию со дня рождения)	10	
<i>Кузнецов М.И., Майорова В.И., Терехов В.И., Горячкин Б.С.</i> Интеллектуальный информационный комплекс «Ракетно-космические адреса России»: концепция проекта	13	
<i>Судаков В.С.</i> РД-170 и «четвертушка»: из истории создания жидкостного ракетного двигателя РД-170	16	
<i>Боровин Г.К., Голубев Ю.Ф., Грушевский А.В., Тучин А.Г.</i> Вехи научно-технического сотрудничества в освоении космоса НПО им. С.А. Лавочкина и ИПМ им. М.В. Келдыша РАН	19	
<i>Суханов А.А.</i> История проекта ВЕГА	22	
<i>Кричевский С.В.</i> Защита людей от радиации в космосе: краткая история идей, технологий, проектов в России и мире	24	
<i>Герасютин С.А.</i> Проблемы марсианской пилотируемой экспедиции	26	
<i>Хаханов Ю.А.</i> Самоходный аппарат «Луноход-2» — пример унифицированной подвижной платформы с разной научной аппаратурой для новых исследований планет (50 лет успешному космическому проекту).....	30	
<i>Калашников А.Д., Ткачева Д.А., Вдовкина Е.Д., Горячкин Б.С., Жидков Е.И., Терехов В.И.</i> Многофункциональная интеллектуальная информационная система эволюции развития и современного состояния ракетно-космической отрасли	32	
<i>Матюшев Т.В., Рыбина А.С., Малышев А.Д., Максимова И.Д., Дворников М.В.</i> Вклад В.И. Яздовского в решение медико-биологических проблем первого полета человека в космос	35	
<i>Скрыль О.А.</i> Командно-измерительный комплекс при создании и управлении навигационными космическими системами	38	
Секция 2. Летательные аппараты. Проектирование и конструкция		40
<i>Щеглов Г.А., Павлов Н.Л.</i> Принцип центричности в процессе становления общественного пространства орбитальной станции	40	

<i>Соболев И.А.</i> Построение группировки низкоорбитальных космических аппаратов.....	42
<i>Соболев И.А., Самыловский И.А.</i> Анализ влияния внешних возмущающих факторов на траекторию движения космической солнечной электростанции.....	44
<i>Кучуков А.В., Борzych С.В.</i> Математическая модель динамики посадки космического аппарата на участке его взаимодействия с посадочной поверхностью.....	46
<i>Зарубин В.С., Леонов В.В.</i> Определение напряженно-деформированного состояния анизотропного теплозащитного покрытия спускаемого аппарата, возвращающегося с орбиты искусственного спутника Земли.....	48
<i>Зинкевич В.П.</i> Анализ увеличения теплового потока в экранно-вакуумной теплоизоляции при механическом воздействии.....	51
<i>Шумских И.Ю.</i> Конструктивные решения для распределения и отвода тепла в условиях вакуума для бортовой аппаратуры космических аппаратов.....	53
<i>Белявский А.Е.</i> Формирование структуры наружного контура системы обеспечения теплового режима с теплоаккумулирующим устройством.....	56
<i>Гречишкин А.В., Франк А.В., Фокин Ф.В., Навагин К.В.</i> Определение диапазона применимости выражений частных производных баллистических параметров при создании твердотопливных ракет космического назначения.....	58
<i>Гречишкин А.В., Фокин Ф.В., Моргачев М.А.</i> Определение внутрибаллистических характеристик твердотопливной ракеты космического назначения в транспортно-пусковом контейнере при минометном старте.....	60
<i>Косенкова А.В., Миненко В.Е., Симонов А.В., Ткачев Н.А.</i> Комплексная методика определения основных характеристик спускаемого аппарата на поверхность планет с атмосферой.....	62
<i>Столярова Н.А., Миненко В.Е.</i> Основные проблемы при организации марсианской экспедиции и разработки спускаемого аппарата возвращения.....	64
<i>Столярова Н.А., Миненко В.Е.</i> Особенности стабилизации тепловых режимов нагрева спускаемого аппарата при больших сверхзвуковых скоростях входа.....	69
<i>Павлюченко В.А., Миненко В.Е.</i> Анализ применения малоразмерных спускаемых аппаратов для научного и промышленного применения.....	72
<i>Косенкова А.В., Ткачев Н.А.</i> Разработка инженерной методики оценки основных проектных характеристик баллистического спускаемого аппарата.....	74
<i>Вдовина А.В., Бечаснов П.М., Несмелова К.С., Иванов Г.М.</i> Проектные исследования создания грузового возвращаемого аппарата из межпланетных экспедиций класса «несущий корпус».....	76
<i>Петров А.В., Пешиков Р.А.</i> Средства иницирования ввода парашютной системы для спасения возвращаемого аппарата на этапе спуска.....	79

<i>Бечаснов П.М.</i> Возможные принципы построения малобюджетной ракеты-носителя сверхлегкого класса	81
<i>Бечаснов П.М.</i> Перспективы двигательных установок на основе мгновенного испарения в космической технике	84
<i>Исправникова О.В., Пешков Р.А., Шметкова А.С.</i> Исследование акустических параметров дозвуковой и сверхзвуковой струи методом широкополосного шума	87
<i>Яценко М.Ю.</i> Сравнительный анализ космических систем радиолокационного наблюдения по данным из открытых источников	89
<i>Юй Чжаокай, Темнов А.Н.</i> Механический аналог колебаний жидкости в условиях, близких к невесомости	91
<i>Кротов Д.М., Резник С.В.</i> Применение ММ-технологии в производстве фасонных деталей из порошков титана и титановых сплавов в аэрокосмической промышленности	93
<i>Ажеский Я.А., Просунцов П.В.</i> Оценка эффективности применения активной системы терморегулирования рефлектора крупногабаритной спутниковой антенны	96
<i>Тун Лин Хтет, Просунцов П.В.</i> Разработка конструктивной схемы шпангоутов хвостовой части фюзеляжа легкого самолета	98
<i>Худорожко М.В., Просунцов П.В.</i> Разработка установки концентрированного радиационного нагрева для испытаний высокотемпературных композиционных материалов	101
<i>Денисов О.В., Никонова В.Д., Просунцов П.В., Денисова Л.В.</i> Влияние погрешности термпарных измерений на точность определения коэффициента теплопроводности высокотемпературной керамики	103
<i>Денисов О.В., Ван Цзян, Денисова Л.В.</i> Расчетно-экспериментальное определение коэффициента теплопроводности в окружном направлении элементов стержневых космических конструкций из композиционных материалов	106
<i>Подгорная В.И., Карасев Б.С., Бобров Д.А., Расчупкина Т.В.</i> Малый многофункциональный ракетный комплекс	109
<i>Васильев Р.Э., Маштаков А.П., Мелихов К.В.</i> Выбор полимерного композиционного материала для проектирования летательных аппаратов аэрокосмического назначения с использованием программы конечно-элементного анализа	111
<i>Абрамова Е.Н.</i> Разработка методики испытания образцов пленочных материалов	113
<i>Шкапов П.М., Сулимов В.Д., Сулимов А.В.</i> Гибридные алгоритмы коррекции конечно-элементной модели ракеты пакетной схемы	115
<i>Кузнецова Е.С., Федюнина Е.А., Аксёнов В.А., Чукин П.Е., Орлов И.А.</i> Разработка алгоритма создания электронной структуры изделия при проектировании бортовой электронной аппаратуры летательных аппаратов	118
<i>Садекова М.В.</i> Проектирование конического сетчатого межступенного отсека и создание его конечно-элементной модели в САПР Femap	121

<i>Ковалев М.В., Максимов М.С., Любченко А.А., Дробышев А.И.</i> Способ обеспечения температурной устойчивости радиотехнических параметров узкополосных антенн космического назначения	123
<i>Ломака И.А., Бергер де Соуза Тирза Охана.</i> Проект образовательного наноспутника для исследования технологий оптической связи	125
<i>Тищенко К.О., Брыков Н.А.</i> Применение рамповых внутрисопловых интерцепторов для управления вектором тяги	128
<i>Григорьев М.С., Костиков А.К., Иванов Д.А., Хасенов И.М.</i> Разработка механически подвижных подводных крыльев	131
<i>Попов С.С.</i> Моделирование сепаратора абразивных частиц пыли и капель воды с возможностью его параметризации в программном комплексе ANSYS	137
<i>Ильин А.М.</i> Обоснование применения двигательной установки на технической перекиси водорода в малогабаритном разгонном блоке	139
<i>Ильин А.М.</i> Оценка эффективности двигательных установок на технической перекиси водорода для коррекции орбиты малых космических аппаратов	142
<i>Майборода А.О.</i> Обеспечение персонала внеземных напланетных баз постоянной искусственной гравитацией	145
<i>Тузиков С.А., Фирсюк С.О., Юн Сон Ук, Кульков В.М., Егоров Ю.Г., Ли Бьонг Хо</i> Аспекты комплексного подхода к выбору проектных решений и орбитального построения малых космических аппаратов с электроракетными двигателями с целью дистанционного зондирования Земли для регионального применения	148
<i>Каун Ю.В., Брыков Н.А., Тищенко К.О.</i> Применение рамповых внутрисопловых интерцепторов для управления вектором тяги	151
<i>Костиков А.К., Иванов Д.А., Григорьев М.С.</i> Исследование возможности совмещения аэродинамического и подводного крыла	154
<i>Байков А.А., Карпеченко А.Г., Никулочкин М.Ю., Журин Д.Л.</i> Исследование компоновки самолета на альтернативном топливе с использованием масштабной модели	157
<i>Егоров А.В., Краснова А.А., Кистень К.К.</i> Жесткость композитной изогридной пластины	159
<i>Рамазанова Д.Р.</i> Концепция рассредоточенной двигательной установки на вращающемся пилотируемом космическом аппарате	161
Секция 3. Основоположники аэрокосмического двигателестроения и проблемы теории и конструкций двигателей летательных аппаратов	163
<i>Полянский А.Р., Сапожников В.Б., Корольков А.В.</i> Перспективы применения комбинированных пористо-сетчатых материалов в конструкции внутрибаковых устройств двигательных установок космических аппаратов и разгонных блоков	163
<i>Саркисов А.В., Полянский А.Р.</i> Аналитическое исследование областей рационального использования насосной и вытеснительной подачи топлива в жидкостных ракетных двигателях и совместного применения этих подач	166

<i>Пендюрин Д.И., Бобров А.Н.</i> Обоснование выбора подшипников для модельной газотурбинной установки на основе модального анализа ее ротора.....	168
<i>Ворожеева О.А., Федотова К.В., Ковалев К.Е.</i> Численное исследование нестационарного теплообмена в камере ракетного двигателя малой тяги на топливе кислород — метан.....	171
<i>Коптев И.И., Гоголь Д.В., Федотова К.В.</i> Численное моделирование течения двухфазного высокотемпературного потока в канале сложной формы.....	173
<i>Мирошниченко С.А.</i> Параметрическое исследование влияния косых скачков уплотнения на рабочий процесс в сверхзвуковой камере сгорания	175
<i>Гаца М.Ю., Федотова К.В., Ягодников Д.А.</i> Теоретическое исследование процессов воспламенения и горения двухкомпонентной аэрозвеси частиц бора и перхлората аммония в свободном объеме.....	177
<i>Крамаренко Р.М., Онуфриев В.В.</i> Расчет электризации сопел жидкостных ракетных двигателей	180
<i>Шостов А.К., Андреев Е.А.</i> Расчет температур стенок жаровой трубы камеры сгорания прямоточного воздушно-реактивного двигателя при завесном охлаждении	182
<i>Шостов А.К., Федотова К.В., Козичев В.В.</i> Расчет параметров процесса взаимодействия электромагнитной волны с единичной металлизированной частицей конденсированной фазы	184
<i>Коновалов Р.Д., Ахметзянов А.С., Сабирзянов А.Н.</i> Газодинамическая составляющая коэффициента расхода кольцевых сопел с прямым критическим сечением	186
<i>Тизлов А.С., Егоров А.Г.</i> Влияние начальных параметров потока аэрозвеси на скорость распространения пламени.....	188
<i>Дергач И.В., Фесенко И.А., Фоменко А.А., Шестов Н.С., Манохина Э.С.</i> Виброиспытание камеры-демонстратора ракетного двигателя малой тяги, изготовленной с использованием аддитивных технологий.....	190
<i>Зенюк К.О.</i> Визуализация параметров процесса работы в газогенераторах наддува топливных баков жидкостных ракетных двигательных установок	193
<i>Манохина Э.С., Шикарев М.А., Назаров В.П.</i> Исследование динамики топливных магистралей при стендовых испытаниях жидкостных ракетных двигателей малой тяги	195
<i>Каун Ю.В., Чернышов М.В.</i> Анализ эффективности сопел внешнего расширения для жидкостного ракетного двигателя малой тяги.....	198
<i>Класович Я.А., Масолыго Н.Е., Стахеев М.В., Черненко В.В.</i> Применение аддитивных технологий при проектировании жидкостных ракетных двигателей, основные преимущества перед классическими методами обработки материалов	200
<i>Класович Я.А., Масолыго Н.Е., Стахеев М.В., Черненко В.В.</i> Способы предотвращения воздействия кавитации на колесо центробежного насоса жидкостных ракетных двигателей	202

<i>Шаталов В.Д., Федченко Т.А., Халеков Я.А., Якушев Д.А.</i> Новые виды ракетного топлива. Нафтил	204
<i>Масольго Н.Е., Черненко В.В., Класович Я.А., Стахеев М.В.</i> Преимущества и недостатки использования сжиженного природного газа в жидкостных ракетных двигателях	206
<i>Васильева Д.А., Черненко В.В.</i> Оптимизация энергетических параметров малорасходных центробежных насосов ракетно-космического назначения....	209
 Секция 4. Космическая энергетика и космические электроракетные двигательные системы — актуальные проблемы создания и обеспечения качества, высокие технологии	
<i>Анциферов Д.А., Рязанов В.А., Ивахненко С.Г.</i> Разработка имитационно прогностической модели регулирования тяги электрического ракетного двигателя космического аппарата на низкой околоземной орбите	211
<i>Ахмедов М.Р., Беляков Н.В., Катков Д.А., Комаровский А.Ю. Кузнецов Е.Д., Миронов А.С., Нерубацкая А.И., Петров А.А., Петрушин Ф.С., Тарабрина А.К., Филиппов А.А., Шведов А.С., Яганов Р.Т.</i> Многоцелевой космический солнечный энергомодуль мегаваттного класса.....	214
<i>Белов Д.Д., Соболев И.А.</i> Анализ напряженно-деформированного состояния тонкопленочной солнечной батареи.....	219
<i>Белогрудов А.В.</i> Анализ состояния развития электрических ракетных двигателей на принципе электрораспыления	221
<i>Бондаренко Ю.А., Мельников В.М.</i> К 30-летию космического эксперимента «Знамя-2» по раскрытию центробежной конструкции на ТГК «Прогресс». Проектный облик космических солнечных электростанций	223
<i>Воропаев Р.А., Мацак И.С.</i> Тепловой аккумулятор для космической техники. Экспериментальная отработка и расчетные модели	226
<i>Демченко Д.С., Мельников А.В., Абгарян В.К., Пейсахович О.Д.</i> Расчетный анализ оптимальной геометрии основных элементов конструкции высокочастотного ионного двигателя	228
<i>Дудкин К.О., Зенкин В.А., Локтионов Ю.В., Мягков Л.Л., Раскач К.Ф.</i> Концепция энергоблока для лунной станции	230
<i>Егошин Д.А., Федорова Д.К., Павлов А.В., Телех В.Д.</i> Численное моделирование абляции диэлектрика в микросекундном импульсном разряде	232
<i>Казаков Ю.А.</i> Применение различных типов литий-ионных аккумуляторных батарей для энерговооруженности космических аппаратов	234
<i>Лебедев А.А., Смирнов А.А., Чуянова Е.С., Генали М.А.</i> Разработка комплексного оптического покрытия современных каскадных фотопреобразователей для солнечных батарей космических аппаратов	237
<i>Мацак И.С., Воропаев Р.А., Тугаенко В.Ю.</i> Определение диапазона максимальной эффективности преобразования драйвера лазерных модулей для систем беспроводной передачи энергии	240
<i>Овчар А.В.</i> Прорывное движение без пропеллента: исследование аномальной тяги двигателя на основе V-резонатора	243

<i>Онуфриев В.В., Онуфриева Е.В., Ивашкин А.Б.</i> Перспективы систем преобразования тока мощных ядерных энергодвигательных установок: схемы, технический облик и элементная база	245
<i>Онуфриев В.В., Онуфриева Е.В.</i> Об оптимизации энергомассовых характеристик высокотемпературной системы преобразования тока на термоэмиссионных вентиллях плазменной электроэнергетики	248
<i>Подгуйко Н.А., Шилов С.О., Семенкин А.В., Хохлов Ю.А.</i> Исследование совместной работы двигателя с замкнутым дрейфом электронов и холодного полого магнетронного катода	250
<i>Свистунов К.К., Чернова М.Ю., Бондаренко Д.А., Маринин С.Ю.</i> Системы хранения и подачи рабочего тела электроракетной двигательной установки с возможностью использования газов внешней атмосферы	253
<i>Солодухин А.Е., Семенкин А.В., Захаренков Л.Э., Каревский А.В., Цветков А.Г.</i> Тенденции развития энергодвигательных систем космических аппаратов различного назначения	255
<i>Станкус Д.А., Сочнев А.В., Лапишин С.В.</i> Модель двигательной установки для наноспутника на основе твердотельного лазера.....	258
<i>Ходов А.А., Бондаренко Д.А., Маринин С.Ю.</i> Испытательный стенд для отработки составных частей электроракетной двигательной установки с использованием внешних атмосферных газов.....	260
Секция 5. Прикладная небесная механика и управление движением	263
<i>Овчинников М.Ю.</i> Ученый, педагог, гражданин	263
<i>Беляев М.Ю.</i> Работы Виктора Васильевича Сазонова в космических проектах РКК «Энергия»	266
<i>Панкратов В.А.</i> Научный вклад В.В. Сазонова в решение задач идентификации параметров движения космических аппаратов	269
<i>Игнатов А.И., Давыдов А.А.</i> Научный вклад В.В. Сазонова в исследования режимов вращательного движения искусственных спутников Земли при проведении экспериментов в области микрогравитации.....	272
<i>Игнатов А.И., Давыдов А.А.</i> Определение параметров вращательного движения космического аппарата по телеметрическим данным о токе солнечных батарей.....	275
<i>Рак М.Г.</i> Стабилизация регулярных прецессий спутника с помощью магнитных моментов различной природы.....	279
<i>Исмагилов А.Р., Красильников П.С.</i> О равновесиях гантели в обобщенной задаче Ситникова	282
<i>Суслов К.С., Ширококов М.Г., Трофимов С.П.</i> Точное решение усредненных уравнений орбитального движения с периодическим возмущением.....	284
<i>Васькова В.С., Родников А.В.</i> Модельная задача о движении по леерной связи под солнечным парусом.....	286
<i>Пупков М.В., Эйсмонт Н.А., Старинова О.Л., Зубко В.А., Федяев К.С.</i> Изучение астероидов, сближающихся с Землей, с помощью космического аппарата, функционирующего в окрестности точки либрации	288

<i>Орлов В.В., Иванов Д.С.</i> Управление движением космического аппарата-робота в задаче сборки космической станции на околоземной орбите	291
<i>Переухов Д.Г., Ширококов М.Г., Корнеев К.Р.</i> Аспекты динамики, управления и навигации в рамках научного этапа миссии к фокусу гравитационной линзы Солнца	293
<i>Беляева Е.К., Муртазин Р.Ф.</i> Анализ влияния краевых условий на затраты характеристической скорости космического аппарата при перелете к лунной орбитальной станции с использованием «грависферного» маневра	296
<i>Демина А.Ю., Старинова О.Л.</i> Управление солнечным парусом для межпланетного перелета Земля–Марс.....	298
<i>Ивашкин В.В.</i> Анализ «баллистического» метода Охоцимского — Егорова для решения задачи Эйлера — Ламберта.....	300
<i>Иванюхин А.В.</i> Метод оптимизации импульсных перелетов с помощью поэтапного введения импульсов на основе аналитической формы базис-вектора и метода продолжения	302
<i>Гордиенко Е.С.</i> Выведение космического аппарата на высокие круговые орбиты искусственного спутника Луны с помощью двухимпульсного перехода	304
<i>Грушевский А.В., Боровин Г.К., Голубев Ю.Ф., Тучин А.Г.</i> Геометрические аспекты формирования внеэклиптических орбит с использованием гравитационных маневров.....	307
<i>Симонов А.В., Гордиенко Е.С., Косенкова А.В.</i> Особенности разработки траектории разгонного блока для выведения орбитальных группировок с поворотом плоскости орбиты или фазированием	309
<i>Ролдугин Д.С.</i> Характеристические показатели для удерживающего направление орбитальной скорости быстровращающегося спутника с ротором.....	311
<i>Игнатов А.И., Коломиец Е.С.</i> Реализация гиродемпфирования в режиме гравитационной ориентации космического аппарата	313
<i>Маштаков Я.В., Ткачев С.С.</i> Разгрузка маховиков при межпланетном перелете с двигателем малой тяги	315
<i>Першин Д.В., Лысенко А.С., Акулин Д.В.</i> Опыт разработки маховично-магнитной системы стабилизации для 3U-кубсата	317
<i>Родников А.В.</i> Об ограниченных движениях космического аппарата с солнечным парусом в окрестности точки L1 системы Земля – Луна	319
<i>Игнатов А.И., Стихно К.А., Алексеев М.М.</i> Оптимизация алгоритма TRIAD определения ориентации космического аппарата	321
<i>Охитина А.С., Ткачев С.С., Ролдугин Д.С.</i> Сравнительный анализ функционалов в задаче построения программного движения для магнитной системы управления ориентацией	325
<i>Глухов И.В.</i> Использование обучения с подкреплением для планирования реконфигураций группы космических аппаратов	327

<i>Корнеев К.Р., Широбоков М.Г., Перепухов Д.Г.</i> Определение положения космического аппарата относительно линии фокуса гравитационной линзы Солнца путем обработки изображения протяженного источника нейросетевым методом.....	329
<i>Иванюхин А.В., Петухов В.Г., Юн Сон Ук.</i> Проектирование низкоэнергетических межпланетных перелетов с малой тягой, использующих движение по инвариантным многообразиям точек либрации.....	332
<i>Маштаков Я.В., Монахова У.В.</i> Стабилизация гравитационных положений равновесия малого космического аппарата при помощи магнитных катушек	334
<i>Нерядовская Д.В., Асланов В.С.</i> Тросовая система в коллинеарных точках либрации L1, L2 системы Марс – Фобос	336
<i>Бахтигозина Д.А., Скворцова А.Э., Конзалаева Д.Д.</i> Оптимальное управление беспилотным летательным аппаратом при снижении с минимизацией энергетических затрат	338
Секция 7. Развитие космонавтики и фундаментальные проблемы газодинамики, горения и теплообмена	340
<i>Щербенко Н.В., Тугаенко В.Ю., Гранкина Е.Н., Грибков А.С.</i> Особенности обтекания плазменным потоком спускаемого космического аппарата на спуске при наличии выступа на боковой поверхности.....	340
<i>Чаплыгин А.В., Галкин С.С., Колесников А.Ф., Котов М.А., Соловьев Н.Г., Шемакин А.Н., Лукомский И.В., Якимов М.Ю.</i> Теплообмен образцов графита в условиях комбинированного нагрева поверхности потоком плазмы азота и лазерным излучением	343
<i>Рулева Л.Б., Солодовников С.И.</i> Экспериментальные исследования аэротермодинамики цилиндра в набегающем потоке.....	345
<i>Богданов А.Н.</i> Свободное вязко-невязкое взаимодействие газовых течений при транзвуковом обтекании излома обтекаемой поверхности. Аналитических подход	347
<i>Савелова К.Э., Чернышов М.В.</i> Аналитическое исследование тройных конфигураций скачков уплотнения с возможностью импульсного энерговыделения	349
<i>Иванов М.Я.</i> Фундаментальные константы аэрофизики, плазмодинамики и космологии с объединенным моделированием близкодействующих и далекодействующих силовых полей и материалов	351
<i>Чаплыгин А.В., Карнов Д.В., Киселев А.В., Беляков Е.А., Правдина М.Е.</i> Возможности высокочастотного индукционного плазмотрона ВГУ-4 по моделированию аэродинамического нагрева на примере аппарата Orion... ..	354
<i>Сергеев М.Н.</i> Интенсификация теплоотдачи в канале с помощью системы закрученных струй.....	356
<i>Волков Л.С., Фирсов А.А.</i> Моделирование воздействия импульсно-периодического источника тепловой энергии на поперечную струю в сверхзвуковом потоке	358

<i>Загородников С.А.</i> Снижение уровня шума турбореактивного двухконтурного двигателя классом тяги 7 т с помощью конструкции шевронного сопла внешнего контура.....	361
<i>Лобанов И.Е.</i> Точные аналитические решения для нестационарной линейной обратной задачи теплопроводности для тел одномерной геометрии с граничными условиями на одной поверхности, а также на двух поверхностях для плоского тела, полого цилиндра и поллой сферы, полученные в замкнутой рекуррентной форме	364
<i>Глазунов В.А., Тришин Р.А., Вишняков А.Ю., Кондрахин Н.П., Ларионова А.А., Меньшикова А.К., Серяков Ю.Д., Чикин А.М.</i> Функциональные возможности модуля «Логос Тепло» для решения задач аэрокосмической промышленности.....	368
<i>Львов М.В., Алтунин В.А., Юсупов А.А., Пукачев И.Р., Яновская М.Л.</i> Результаты экспериментальных исследований тепловых процессов в моторных авиационных маслах двигателей летательных аппаратов	370
<i>Загородников С.А.</i> Результат моделирования и расчета процесса в кольцевой камере сгорания двигателя для учебно-боевого самолета классом тяги 3 т в системе ANSYS.....	373
<i>Самсонова А.Н., Глазунов В.А., Тришин Р.А.</i> Расчетно-экспериментальное определение коэффициента теплопроводности керамических материалов с использованием модуля «Логос Тепло».....	375
<i>Максимов А.Д., Чубенко Т.А.</i> Анализ возможностей и ограничений программного комплекса Ansys CFX применительно к термодинамическому расчету жидкостных ракетных двигателей	377
<i>Алтунин К.В., Паниковская М.Б.</i> Теоретический расчет перепада давления на фильтре воздушно-реактивного двигателя из-за появления углеродсодержащих осадков.....	380
<i>Алтунин К.В., Фаррахов А.Б., Горбачёв Д.Н.</i> Теоретический расчет температуры внутренней стенки мультитопливной форсунки воздушно-реактивного двигателя	382
Секция 8. Экономика и управление предприятиями ракетно-космической промышленности	384
<i>Авдеева М.В., Воротникова С.С., Шиболденков В.А.</i> Обзор цифровых решений на основе технологии распределенного реестра для обеспечения верифицируемости бизнес-процессов на наукоемком предприятии аэрокосмической отрасли	384
<i>Бастамова Д.А., Яковлева К.А.</i> Обзор методов описания и оценки атрибутов инноваций для устойчивого ведения космической деятельности	386
<i>Белова Ю.Н., Белицина Е.В., Цандер Я.М.</i> Проблема определения момента завершения опытно-конструкторской работы для сторон договора	388
<i>Василевский В.В.</i> Метод адаптивного оценивания и управления при реализации высокотехнологичных проектов аэрокосмической промышленности.....	390

<i>Вашлаев А.Д.</i> Анализ потребности российской ракетно-космической отрасли в импортозамещении электронной компонентной базы и дефицита кадров высшей категории в условиях санкционных ограничений.....	395
<i>Володин С.В., Володина С.А.</i> Влияние отклонений продолжительности отдельных работ проекта на сроки и затраты по его реализации	400
<i>Герцик Ю.Г., Омельченко И.Н.</i> Перспективы применения кластерного подхода для развития государственно-частного партнерства в ракетно-космической промышленности.....	403
<i>Дробкова О.С.</i> Применение технологии дополненной реальности как способ повышения эффективности деятельности предприятий ракетно-космической отрасли.....	407
<i>Дробкова О.С., Волчкова Е.О.</i> Система управления жизненным циклом продукции (PLM) и ее эффективность в рамках цифровой трансформации предприятий ракетно-космической отрасли	411
<i>Зуева Е.В., Чубакова В.Д., Чобитько М.Т.</i> Обзор моделей инновационного процесса в наукоемкой организации (на примере аэрокосмической отрасли).....	414
<i>Ильяхинская Г.В.</i> Методы антикризисного управления нематериальными ресурсами (активами).....	418
<i>Кашиварова Н.А., Калинина О.А.</i> Перспективные модели управления интеллектуальной собственностью на предприятиях ракетно-космической промышленности.....	421
<i>Корж С.Е.</i> Применение имитационного моделирования — виртуальная копия производства.....	424
<i>Крюкова М.О., Кискин Н.А., Соколянский В.В., Лобачева Е.Н.</i> Потенциал будущего роста предприятия (FGV) как прокси-показатель интеллектуального капитала высокотехнологичных предприятий ракетно-космической отрасли.....	427
<i>Курцев Н.О.</i> Мировая космическая индустрия: вызовы и перспективы	430
<i>Левкина А.А.</i> Страхование рисков аэрокосмических объектов.....	433
<i>Масленникова Ю.Л., Бром А.Е.</i> К вопросу об оценке эффективности единичного производства на предприятиях ракетно-космической отрасли.....	436
<i>Масленникова Ю.Л.</i> Влияние автоматизации на эффективность предприятий ракетно-космической отрасли.....	440
<i>Мелихова Е.Д., Третьякова В.А.</i> Уровни стратегического планирования и управления в ракетно-космической отрасли	443
<i>Михненко П.А.</i> Управление изменениями проектов на предприятиях ракетно-космической промышленности: перспективы применения технологий искусственного интеллекта.....	445
<i>Набиева Д.Г., Бурдина А.А., Трегубенков С.Ю., Филина И.И.</i> Оценка эффективности внедрения цифрового моделирования при производстве авиационных двигателей нового поколения.....	447
<i>Панкова Л.В.</i> Космическая деятельность третьего десятилетия XXI века: общая характеристика и особенности современной ситуации	451
<i>Панкова Л.В., Гусарова О.В.</i> Космические технологии в условиях мировой инновационно-цифровой экспансии.....	453

<i>Попкович Т.Г.</i> Перспективы использования аддитивных технологий в аэрокосмической отрасли в условиях санкций	456
<i>Постникова Е.С.</i> Управление качеством продукции предприятий ракетно-космической отрасли: организационно-технические задачи и их решения.....	460
<i>Прохорова Е.П., Давыдов А.Д.</i> Тенденции реализации принципов унификации и модульного построения в создании и эксплуатации ракетно-космической техники.....	463
<i>Фокина И.И., Герцик Ю.Г.</i> К вопросу реализации базовых положений экономики замкнутого цикла на основе промышленного симбиоза в кластерных структурах	466
<i>Черенков И.Е., Щекалева А.А., Шиболденков В.А.</i> Обзор моделей оценки и принятия наукоемких технологий (на примере аэрокосмических секторов национальных экономик)	469
<i>Шиболденков В.А., Овчаренко В.</i> Обзор моделей конфигурации организационной ценности наукоемких организаций (на примере организаций ракетно-космической промышленности).....	471
<i>Шиболденков В.А., Савченко П.П.</i> Обзор рынка технологий производственных дронов	473
<i>Шиболденков В.А.</i> Отраслевая научно-техническая кооперация для развития инновационных решений в высокотехнологичных направлениях (на примере новых космических технологий и систем).....	476
<i>Шумских И.Ю.</i> Оптимизация непрофильных задач конструкторских подразделений на предприятиях ракетно-космической отрасли	479
<i>Щеглов Г.А., Рыжикова Т.Н., Шаповалов А.В.</i> Коммерциализация космических услуг: биржа или акселератор	481
<i>Яценко В.В., Фалько С.Г.</i> Функции и задачи контроллинга по развитию компетенций высокотехнологичных предприятий ракетно-космической отрасли	485
<i>Яценко В.В., Яценко Р.Д.</i> Потенциал компетенций высокотехнологичных предприятий ракетно-космической отрасли	489

Научное издание

XLVII АКАДЕМИЧЕСКИЕ ЧТЕНИЯ ПО КОСМОНАВТИКЕ

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

Сборник тезисов Москва, 24–27 января 2023 года

Том 1

Художник Э.Ш. Мурадова

Компьютерная верстка Е.В. Ляшкевич

Оригинал-макет подготовлен
в Издательстве МГТУ им. Н.Э. Баумана.

В оформлении использованы шрифты
Студии Артемия Лебедева.

Подписано в печать 30.06.2023. Формат 70×100/16.
Усл. печ. л. 41,11. Тираж 50 экз.

Издательство МГТУ им. Н.Э. Баумана.
105005, г. Москва, улица 2-я Бауманская, д. 5, стр. 1.
info@bmstu.press
<https://bmstu.press>

Отпечатано в типографии МГТУ им. Н.Э. Баумана.
105005, г. Москва, улица 2-я Бауманская, д. 5, стр. 1.
baumanprint@gmail.com

