



РОССИЙСКАЯ
АКАДЕМИЯ
НАУК



РОСКОСМОС

ГОСУДАРСТВЕННАЯ КОРПОРАЦИЯ
ПО КОСМИЧЕСКОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ
«РОСКОСМОС»



КОМИССИЯ РАН
ПО РАЗРАБОТКЕ НАУЧНОГО
НАСЛЕДИЯ ПИОНЕРОВ ОСВОЕНИЯ
КОСМИЧЕСКОГО ПРОСТРАНСТВА



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



XLVI АКАДЕМИЧЕСКИЕ ЧТЕНИЯ ПО КОСМОНАВТИКЕ

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

Сборник тезисов

25–28 января 2022 года

Том 1

XLVI ACADEMIC SPACE CONFERENCE

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

Abstracts

25–28 January 2022

Volume 1



Москва

ИЗДАТЕЛЬСТВО
МГТУ им. Н.Э. Баумана

2022

УДК 629.78(063)

ББК 39.6

A38

Издание доступно в электронном виде по адресу
<https://bmstu.press/catalog/item/7554/>

XLVI Академические чтения по космонавтике, посвященные памяти академика А38 С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых — пионеров освоения космического пространства (Москва, 25–28 января 2022 г.) : 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, 2022.

ISBN 978-5-7038-5889-9

Т. 1. — 499, [1] с. : ил.

ISBN 978-5-7038-5890-5

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 и 7.

УДК 629.78(063)

ББК 39.6

Издается в авторской редакции.

ISBN 978-5-7038-5890-5 (т. 1)

ISBN 978-5-7038-5889-9

© МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2022

© Оформление. Издательство
МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2022

УЧАСТНИКИ

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

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

Руководители оргкомитета

В.А. Соловьев — генеральный конструктор РКК «Энергия» им. С. П. Королёва, член-корреспондент РАН, председатель

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

А.А. Александров — президент Московского государственного технического университета имени Н.Э. Баумана (национальный исследовательский университет), д-р техн. наук, сопредседатель

В.И. Майорова — д-р техн. наук, профессор, ученый секретарь Чтений

Программный комитет

В.А. Соловьев — генеральный конструктор РКК «Энергия» им. С. П. Королёва, член-корреспондент РАН, председатель

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

А.А. Александров — президент Московского государственного технического университета имени Н.Э. Баумана (национальный исследовательский университет), д-р 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», д-р техн. наук

И.В. Бармин — член-корреспондент РАН, профессор, д-р техн. наук

Г.А. Попов — академик РАН

О.М. Алифанов — академик РАН

В.И. Майорова — д-р техн. наук, профессор

В.Н. Зимин — д-р техн. наук, профессор

В.Т. Калугин — д-р техн. наук, профессор

Г.А. Щеглов — д-р техн. наук, профессор

Д.А. Ягодников — д-р техн. наук, профессор

И.Н. Омельченко — д-р техн. наук, д-р экон. наук, профессор

М.Ю. Овчинников — д-р физ.-мат. наук, профессор

В.В. Чугунков — д-р 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 — д-р техн. наук, профессор

Л.С. Точилов — канд. физ.-мат. наук

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



Круглый стол КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА И ТЕХНОЛОГИИ: ДВИЖЕНИЕ ВПЕРЕД

25 января, 11:00

Ведущие круглого стола:

Директор Института космических исследований РАН, член-корреспондент РАН
Анатолий Алексеевич Петрукович

Летчик-космонавт, Герой Российской Федерации
Олег Иванович Скрипочка

В обсуждении принимают участие:

- ветераны и молодые специалисты, заслуженные испытатели космической техники ПАО РКК «Энергия», АО ЦНИИмаш, АО «Корпорация «ВНИИЭМ», АО «Российские космические системы», Научно-испытательного центра ракетно-космической промышленности» (ФКП «НИЦ РКП»), РКЦ «Прогресс», ФГБУ НИИ ЦПК имени Ю.А. Гагарина;
- ученые, специалисты, космонавты, испытатели космической техники;
- студенты и аспиранты технических университетов.

11:00 – 11:10. Вступительное слово

Директор Института космических исследований РАН, член-корреспондент РАН
Анатолий Алексеевич Петрукович

11:10 – 11:40. Выступление-презентация «Возможности использования Российской орбитальной станции в интересах Лунной программы» — зам. руководителя НТЦ, начальник отдела баллистики ПАО «РКК «Энергия», доцент кафедры «Динамика и управление полетом ракет и космических аппаратов» МГТУ им. Н.Э. Баумана
Рафаил Фарвазович Муртазин

11:40 – 11:55. Обсуждение

11:55 – 12:20. Выступление-презентация «Перспективы развития видеосистем в телеметрии и необходимость их применения» — канд. техн. наук, ведущий инженер-исследователь АО «Российские космические системы»
Дмитрий Игоревич Климов

12:20 – 12:30. Обсуждение

12:30 – 12:50. Выступление-презентация «Методология безопасной наземной отработки кислородно-водородных жидкостных ракетных двигателей и двигательных установок» — д-р техн. наук, генеральный директор ФКП «НИЦ РКП»
Николай Петрович Сизяков;
канд. техн. наук, доцент, зам. генерального директора ФКП «НИЦ РКП» по научной работе
Игорь Анатольевич Юрьев

12:50 – 13:00. Обсуждение

Место проведения: МГТУ им. Н.Э. Баумана, Учебно-лабораторный корпус, аудитория 222, 2-й этаж (Москва, Рубцовская набережная, дом 2/18)



Пленарное заседание

25 ЯНВАРЯ, ВТОРНИК, 14:00

Регистрация участников Чтений – 13 ч

14:00. Открытие Чтений

Президент МГТУ им. Н.Э.Баумана
Анатолий Александрович Александров

14:10. Приветственное слово

Генеральный директор
Госкорпорации «Роскосмос»
Дмитрий Олегович Rogozin

14:40. Памяти ушедших:
Кого мы потеряли в 2021 году
...

Председатель Чтений,
член-корреспондент РАН
Владимир Алексеевич Соловьев

14:50. О состоянии пилотируемой
космонавтики сегодня и завтра

Член-корреспондент РАН,
генеральный конструктор по летной
эксплуатации, испытаниям
ракетно-космических комплексов и систем
ПАО РКК «Энергия»
Владимир Алексеевич Соловьев

15:20. Использование электрических
ракетных двигателей в системе
довыведения космических аппаратов

Академик РАН, директор –
главный конструктор
Научно-исследовательского
института прикладной механики
и электродинамики МАИ
Гарри Алексеевич Попов

16:00. Венера и Земля – разные судьбы

Академик РАН, научный руководитель
Института космических исследований РАН
Лев Матвеевич Зелёный

16:30. Видеофильм по теме
освоения космоса

Место проведения: МГТУ им. Н. Э. Баумана, Учебно-лабораторный корпус,
Большой зал Дворца культуры (Москва, Рубцовская набережная, дом 2/18)



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

УДК 629.782

Анализ процесса развития отечественных крылатых воздушных и воздушно-космических летательных аппаратов с жидкостными реактивными двигателями

Бессонов Антон Владимирович bessonov@cosmatica.org

*Межрегиональная общественная организация «Русское Космическое Общество»,
Челябинское отделение*

Рассмотрен самостоятельный полет самолета «БИ», оснащенного только жидкостным реактивным двигателем. Это был важный этап, как в развитии нашей реактивной авиации, так и предтечей к будущему освоению космического пространства. Цель доклада — проанализировать историю развития отечественных воздушно-космических крылатых летательных аппаратов. Доклад приурочен к 135-летию со дня рождения Ф.А. Цандера и к 80-летию первого полета самолета из серии «БИ».

Ключевые слова: *крылатые воздушно-космические летательные аппараты, Лавочкин С.А., Щёлкин К.И., ракетный планер РП-318, ракетный самолет «БИ», Цандер Ф.А., Королёв С.П.*

В конце XIX — начале XX века, отечественными учеными, исследователями, изобретателями, инженерами, конструкторами, среди которых: Кибальчич Н.И., Телешов Н.А., Неждановский С.С., Федоров А.П., Циолковский К.Э., был сформулирован ряд концептуальных идей и предложений, на основе которых, в начале 1923 года, известным советским ученым и изобретателем Фридрихом Артуровичем Цандером была создана рукопись, в которой, впервые в отечественной истории, было дано развернутое описание проекта межпланетного корабля. Описание было снабжено эскизом, который нарисовал сам Ф.А. Цандер. Согласно описанию, межпланетный корабль системы Цандера представлял из себя летательный аппарат в составе большого самолета с парой больших крыльев, и малого самолета с несколькими парами малых крыльев. Автор проекта предлагал оснащать корабль двумя принципиально разными двигательными установками. По его мнению, используя один из этих двигателей (авиационный), расположенный в передней части, и большие крылья, аппарат взлетал бы как самолет, и, начиная набирать скорость еще в атмосфере, уменьшаясь до размеров малого самолета, мог бы совершить полет в космическое пространство. Для полета в космосе предлагалось использовать жидкостной ракетный двигатель, который располагался в хвостовой части летательного аппарата. После совершения космического полета летательный аппарат, планируя на своих малых крыльях, возвращался бы обратно на Землю [1, 2].

С тех пор, и уже без малого целое столетие, в СССР, а затем и в Российской Федерации, в этом направлении был разработан целый ряд оригинальных проектов летательных аппаратов: реактивные истребители «Р» и «114Р» — конструктора Бар-

тини Р.Л.; ракетный перехватчик — Королёва С.П.; истребитель-перехватчик «Малютка» — ОКБ Н.Н. Поликарпова; сверхзвуковой истребитель РМ-1 (САМ-29) под руководством Москалева А.С. и др. Были построены и проведены наземные и летные испытания многих образцов разнообразных по своему назначению крылатых атмосферных летательных аппаратов: планер «БИЧ-11» (и на его основе «РП-1») и первый реактивный планер «РП-318-1», ракетные самолеты серии «БИ», Пе-2Р; реактивный истребитель-перехватчик «З02П», самолет с ЖРД «4302» и другие. Полеты в космическое пространство совершили несколько экспериментальных крылатых летательных аппарата из серии «БОР» и орбитальный корабль «Буран» [3].

В докладе приводятся обзорные сведения и основные технические характеристики, как нереализованных проектов, так и реально созданных летательных аппаратов. Среди представляемых в докладе проектов и аппаратов есть малоизвестные широкой общественности конструкции, которые, тем не менее, и сегодня представляют большой практический интерес. Автором доклада отмечается, что концепции двух проектов: авиационно-космическая система «Спираль» и многоцелевая воздушно-космическая система, имеющая краткое обозначение «МАКС», основываются на той же схеме (воздушного старта), которую предлагал осуществить Цандер Ф.А. в своей рукописи 1923 года [4, 5]. Кроме этого, в докладе ставится вопрос — почему облада столь значительным научным багажом, обширными инженерным наработками, а также значительным потенциалом космической промышленности наша страна сегодня не имеет ни одного образца, летающего крылатого воздушно-космического аппарата. Под такими аппаратами подразумевается летальные аппараты, способные совершать полеты как в диапазоне высот от 30 до 100 километров, так аппараты способные летать выше — то есть полноценные воздушно-космические самолеты. Собраны и исследованы причины такого положения, кратко представлены достижения в этой области государственных организаций и частных компаний зарубежных стран, делается попытка прогнозировать дальнейший ход событий [6]. Таким образом, поступательно исследуя богатейшую отечественную историю всего вышеописанного процесса, автором доклада делается попытка провести его поэтапный анализ для того, чтобы лучше осмыслить особенности развития и достигнутые результаты каждого периода, а затем всего процесса в целом.

Литература

- [1] Циолковский К.Э. Реактивный аэроплан. Калуга: тип. ОСНХ, 1930. 24 с.
- [2] Цандер Ф.А. Проблема полета при помощи реактивных аппаратов. М.: Оборонгиз, 1961. 455 с.
- [3] Афанасьев И.Б., Лукашевич В.П. Космические крылья. М.: Изд-во Лента Странствий, 2009. 496 с.
- [4] Гудилин В.Е., Слабкий Л.И. Ракетно-космические системы (История. Развитие. Перспективы). М.: ЦАГИ, 1996. 326 с.
- [5] Труфакин В.А. От орбитального самолета «Спираль» до орбитального корабля «Буран». Записки начальника отдела. М.: Изд-во МАИ, 2004. 157 с.
- [6] Авиационно-космические системы. Сб. ст.; ред. Лозино-Лозинского Г.Е., Братухина А.Г. М.: Изд-во МАИ, 1997. 416 с.

Analysis of the Century-Old History of the Theory and Practice of Domestic Cruise Aircraft with Liquid-Propellant Engine

Bessonov Anton Vladimirovich

bessonov@cosmatica.org

Interregional public organization "Russian Space Society", Chelyabinsk branch

The independent flight of the BI aircraft equipped only with a liquid jet engine is considered. It was an important stage both in the development of our jet aviation and a forerunner to the future exploration of outer space. The purpose of the report is to analyze the history of the development of domestic aerospace cruise aircraft. The report is timed to the 135th anniversary of the birth of F.A. Zander and the 80th anniversary of the first flight of the aircraft from the BI series.

Keywords: winged aerospace aircraft, Zander F.A., Korolev S.P., Lavochkin S.A., Shchelkin K.I., glider RP–318, rocket plane BI

References

- [1] Tsiolkovskiy K.E. Reaktivnyy aeroplan [Jet airplane]. Kaluga, tip. OSNKh Publ., 1930, 24 p. (In Russ.).
- [2] Tsander F.A. Problema poleta pri pomoshchi reaktivnykh apparatov [The problem of flying with the help of jet vehicles]. Moscow, Oborongiz Publ., 1961, 455 p. (In Russ.).
- [3] Afanas'ev I.B., Lukashevich V.P. Kosmicheskie kryl'ya [Space Wings]. Moscow, Lenta Stranstviy Publ., 2009, 496 p. (In Russ.).
- [4] Gudilin V.E., Slabkiy L.I. Raketno-kosmicheskie sistemy (Istoriya. Razvitie. Perspektivy) [Rocket and space systems (History. Development. Prospects)]. Moscow, TsAGI Publ., 1996, 326 p. (In Russ.).
- [5] Trufakin V.A. Ot orbital'nogo samoleta «Spiral'» do orbital'nogo korablya «Buran». Zapiski nachal'nika otdela [From the Spiral orbiter to the Buran orbiter. Notes of the head of the department]. Moscow, MAI Publ., 2004, 157 p. (In Russ.).
- [6] Aviatсионно-kosmicheskie sistemy [Aerospace systems]: collection of articles. Lozino-Lozinskii G.E., Bratukhin A.G. Eds. Moscow, MAI Publ., 1997, 416 p. (In Russ.).

УДК 629.78

У истоков космической эры: М.В. Келдыш и С.П. Королёв

Вотинова Ольга Сергеевна

olga.votinova@gmail.com

МГУ имени М.В. Ломоносова

Рассмотрены основные этапы жизни советских ученых математика М.В. Келдыша и конструктора С.П. Королёва и показаны параллели их биографии. Представлен основополагающий вклад двух ученых в развитие практической космонавтики и космических исследований. Сделаны выводы, что их совместная деятельность способствовала фундаментальным изменениям во многих областях науки и техники и положила начало полетам человека в условиях космоса.

Ключевые слова: космонавтика, М.В. Келдыш, главный теоретик, главный конструктор, космические исследования, начало космической эры, теоретик-математик

На рубеже 2021 и 2022 гг. стоит отметить несколько памятных и ключевых событий отечественной космонавтики. 2021 стал юбилейным годом: это и 60 лет со дня полета первого человека в космос, и 110 лет со дня рождения Мстислава Всеволодовича Кел-

дыша, ведущего ученого-математика, президента Академии наук СССР (1961–1975). А в 2022 г. исполняется 115 лет со дня рождения Сергея Павловича Королёва, генерального конструктора ракетно-космической техники, и 65 лет со дня запуска первого советского искусственного спутника Земли и, соответственно, с начала космической эры.

Цель доклада — отметить великий вклад в космонавтику выдающихся личностей Мстислава Всеволодовича и Сергея Павловича, а также провести параллели в их биографиях и описать период их совместной деятельности, результаты которого являются востребованными и сегодня. Важно сохранять и передавать истинные факты открытия космической эры, развития космонавтики, истории главных людей — пионеров в этой области как пример служения своему делу для молодых ученых, стремящихся сделать значимый вклад в развитие научно-технического прогресса в будущем.

Начало эпохи космических исследований было положено талантливыми советскими инженерами, конструкторами и учеными под руководством сильнейших лидеров — главного теоретика космонавтики М.В. Келдыша и главного конструктора С.П. Королёва, которые заложили прочный фундамент космической науки и космической промышленности в нашей стране.

Будущий ученый-конструктор Сергей Королёв родился 12 января 1907 г. в городе Житомир, на территории нынешней Украины, в семье учителей. Его отец Павел Яковлевич преподавал русский язык и словесность [1]. Всего четырьмя годами позднее, 10 февраля 1911 г., в Риге (Латвия) родился будущий ученый-математик Мстислав Келдыш также в семье учителя. Его отец Всеволод Михайлович был преподавателем сначала в Высшем инженерно-строительном училище, а затем в Военно-инженерной академии [2].

Незаурядный ум и интерес к инженерному делу у Сергей, и Мстислав проявляли уже в школьные годы. Оба учились в школе со строительным уклоном, оба успешно получили высшее образование в лучших советских вузах: Келдыш в МГУ, Королёв в МВТУ [1, 2]. Мстислав хотел пойти по стопам отца: стать инженером-строителем. Сергей увлекся авиацией и хотел посвятить свою жизнь самолетостроению [1].

В 1931 г. практически в одно и то же время Королёв и Келдыш были рекомендованы для работы в Центральном аэрогидродинамическом институте имени Н.Е. Жуковского (ЦАГИ), одном из лучших научно-исследовательских институтов в авиационном направлении, где работали лучшие специалисты страны.

Параллельно с работой в ЦАГИ Сергей Павлович возглавил коллектив энтузиастов — группу изучения реактивного движения (ГИРД), в которой под его руководством были спроектированы и испытаны первые советские ракеты на жидком топливе.

Основной вклад Мстислава Всеволодовича во время работы в ЦАГИ состоит в применении математических методов для решения проблем флаттера и шимми, благодаря чему были устранены эти опаснейшие явления скоростной авиации. В военные годы результаты его научных исследований обеспечили превосходство советской авиации над немецкой. «Из трофейных архивов известно, что у немцев в 1935–1943 гг. было 146 серьезных аварий и катастроф с опытными самолетами из-за флаттера, были и аварии на фронте, в то время как у советских самолетов таких случаев не было» [1]. За эти научные достижения Келдышу дважды была присуждена Сталинская премия (1942, 1946) [2].

После окончания войны (1946) Келдыш возглавил НИИ-1 (бывший РНИИ, в котором до периода репрессий работал Сергей Павлович), сменив свою научную деятельность с авиационной тематики на космическую, тогда жизнь двух «главных» пересеклась, и началась их плодотворная совместная творческая работа, длившаяся 20 лет [3]. Королёву было необходимо научное теоретическое обеспечение его ракетно-

космического проектирования, что мог ему дать Келдыш. В свою очередь, Мстислав Всеволодович ясно осознавал все перспективы развития космических проектов также хорошо, как Сергей Павлович.

Келдыш и Королёв вместе работали над проектом первого искусственного спутника Земли, запуска первого человека в космос и последующих пилотируемых полетов, готовили программу покорения Луны и делали первые шаги по ее реализации. Подписи Королёва и Келдыша были рядом во всех исторических документах советских космических программ [3].

Мстислав Всеволодович был инициатором основания института космических исследований (1965), института медико-биологических проблем (1963), института прикладной математики (1953), главным образом, для решения космических задач. Он же инициировал применение вычислительных машин в исследовании космоса и в ракетной технике. Келдыш был организатором математической школы, которая обеспечила решение многих практических задач ракетодинамики, небесной механики, баллистики и навигации космических полетов и заложила основы космического землеобзора и дистанционного зондирования Земли [4].

Королёв, в свою очередь, дал старт развитию многих научных школ, каждая из которых специализируется на деятельности, основанной на его идеях: развитие ракетно-космической техники типа «Союз», межконтинентальных ракет, школа спутников связи, школа зондирования земли, школа по ракетам для подводных лодок, школа для межпланетных аппаратов.

М.В. Келдыш — трижды Герой социалистического труда (1956, 1961, 1971), в том числе одну из звезд он получил за запуск первого в мире космического корабля с человеком на борту. С.П. Королёв был дважды удостоен звания Героя социалистического труда (1956, 1961) за выдающийся вклад в оборону Родины и в развитие практической космонавтики. Обоим была присуждена Ленинская премия (1957), золотая медаль «Серп и молот» (Королёву — в 1956, 1961, Келдышу — в 1956, 1961, 1971), золотая медаль имени К.Э. Циолковского (Королёву — в 1958, Келдышу — в 1971).

Имя Келдыша носит институт прикладной математики, исследовательский центр, научно-исследовательское судно, малая планета и лунный кратер. А именем Королёва названы город, одно из ведущих ракетно-космических предприятий, кратер на Луне и на Марсе.

Уже десятки лет российские ученые награждаются почетной золотой медалью имени М.В. Келдыша за выдающиеся работы в области прикладной математики и механики, а золотой медалью имени С.П. Королёва — за выдающиеся работы в области ракетно-космической техники.

В заключение стоит отметить, что Королёва и Келдыша многое объединяло, но главное — сильный волевой характер, масштабность мышления, системный подход и редкая интуиция в решении сложнейших прикладных задач. Их совместная деятельность по освоению космического пространства способствовала фундаментальным изменениям во многих областях науки и техники, расширению представления об устройстве Вселенной и положила начало полетам человека в условиях космоса.

Литература

- [1] Ребров М.Ф. Сергей Павлович Королёв. Жизнь и необыкновенная судьба. М.: ОЛМА-ПРЕСС, 2002. 383 с.
- [2] Маров М.Я. Слово об Учителе: академик Мстислав Всеволодович Келдыш. М.: ФИЗМАТЛИТ, 2021. 136 с.

- [3] Сушкевич Т.А. Главный Теоретик М.В. Келдыш и Главный Конструктор космонавтики С.П. Королёв — покорители космоса // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2011. Т. 8, № 1. С. 9–25.
- [4] Аптекарев А.И., Афендииков А. Л., Четверушкин Б.Н. М.В. Келдыш — ученый и государственный деятель (к столетию со дня рождения) // Успехи математических наук. 2011. Т. 66, вып. 1 (397). С. 187–198. DOI: 10.4213/rm9408

At the Origins of the Space Age: M.V. Keldysh and S.P. Korolev

Votina Olga Sergeevna

olga.votina@gmail.com

Lomonosov Moscow State University

The main stages in the life of Soviet scientists mathematician M.V. Keldysh and designer S.P. Korolev were studied and parallels to their biography were shown. The fundamental contribution of the two scientists to the development of practical astronautics and space research is presented. It is concluded that their joint activities contributed to fundamental changes in many areas of science and technology and laid the foundation for human flights in space.

Keywords: space activity, the space age, astronautics, theorist-mathematician, space research, the space era

References

- [1] Rebrov M.F. Sergei Pavlovich Korolev. Zhizn' i neobyknovennaya sud'ba [Sergey Pavlovich Korolev. Life and an extraordinary fate]. Moscow, OLMA-PRESS, 2002, 383 p. (In Russ.).
- [2] Marov M.Ya. Slovo ob Uchitele: akademik Mstislav Vsevolodovich Keldysh [A word about the Teacher: academician Mstislav Vsevolodovich Keldysh]. Moscow, FIZMATLIT Publ., 2021, 136 p. (In Russ.).
- [3] Sushkevich T.A. Glavnyi Teoretik M.V. Keldysh i Glavnyi Konstruktor kosmonavtiki S.P. Korolev — pokoriteli kosmosa [Chief Theorist M.V. Keldysh and Chief Designer of cosmonautics S.P. Korolev — conquerors of space]. Sovremennye problemy distantsionnogo zondirovaniya Zemli iz kosmosa [Modern Problems of Remote Sensing of the Earth from Space], 2011, vol. 8, no. 1, pp. 9–25. (In Russ.).
- [4] Aptekarev A.I., Afendikov A. L., Chetverushkin B.N. M.V. Keldysh — uchenyi i gosudarstvennyi deyatel' (k stoletiyu so dnya rozhdeniya) [M.V. Keldysh — scientist and statesman (to the centenary of his birth)]. Uspekhi matematicheskikh nauk [Successes of Mathematical Sciences], 2011, vol. 66, iss. 1 (397), pp. 187–198. DOI: 10.4213/rm9408 (In Russ.).

УДК 629.76

Станции второго поколения «Салют»: нештатные ситуации

Герасютин Сергей Александрович

regul2006@mail.ru

Мемориальный музей космонавтики

В 2022 г. будут отмечаться юбилеи запуска пилотируемых долговременных орбитальных станций второго поколения «Салют-6» и «Салют-7» (ДОС-5). Они пришли на смену первым гражданским «Салюту» и «Салюту-4». Станции серии ДОС-5 были разработаны в НПО «Энергия», которое возглавлял академик В.П. Глушко, главный конструктор станций — Ю.П. Семёнов, ведущий проектировщик — К.П. Феоктистов. Представлены

характеристики станций и наиболее серьезные нештатные ситуации во время их эксплуатации.

Ключевые слова: орбитальная станция, космический корабль, экипаж, экспедиция, нештатная ситуация, выход в открытый космос

Станции «Салют-6» и «Салют-7» (ДОС-5) имели длину 14,4 м, диаметр 4,15 м, массу 19 824 т, полезный объем 82,5 м³ и три панели солнечных батарей с поворотным приводом размахом 16,5 м, общей площадью 51 м² и мощностью 11 кВт, а также 23 иллюминатора. Впервые их оснастили двумя стыковочными узлами — портами для стыковки с транспортными кораблями, доставляющими экипажи и расходные материалы. Конструктивно станции разделили на четыре основных герметичных отсека: 1) переходный с узлом для стыковки с кораблями и люком для осуществления выходов в открытый космос (первая шлюзовая камера объемом 8 м³, здесь находились два скафандра «Орлан-Д» и пульта управления шлюзованием), 2) рабочий (жилой) для работы и отдыха экипажа с центральным постом управления станцией, две шлюзовые камеры удаления отходов, рабочий стол и туалетная комната, 3) научной аппаратуры, 4) агрегатный с двигательной установкой, в ней помещалась промежуточная камера (вторая шлюзовая камера) с узлом для стыковки с кораблями. Второй стыковочный агрегат позволял не только дозаправлять станцию топливом, но и проводить смену экипажа. Транспортные корабли «Союз» были модифицированы для полета трех космонавтов: «Союз Т» мог оставаться на орбите до 120 суток. Ресурс станций увеличен до 5 лет. Все это дало возможность длительной работы экипажей, обеспечивало непрерывный пилотируемый режим, обслуживание одновременно пилотируемым и грузовым кораблями [1, 2].

45 лет назад, 29 сентября 1977 г., с космодрома Байконур с помощью ракеты-носителя «Протон-К» была запущена станция «Салют-6». На ней работали 5 экипажей основных экспедиций и 11 экспедиций посещения (всего 26 космонавтов) на кораблях «Союз-25» — «Союз-32», «Союз-35» — «Союз-40», «Союз Т-2» — «Союз Т-4». По международной программе «Интеркосмос» станцию посети 8 космонавтов из Чехословакии, Польши, ГДР, Венгрии, Вьетнама, Кубы, Монголии и Румынии. На станцию доставляли грузы 12 кораблей «Прогресс» и транспортный корабль снабжения «Космос-1267». Установлены рекорды длительности полета: 96, 139, 175, 185 суток. Из станции было осуществлено три выхода в открытый космос общей длительностью 4 часа 56 минут. «Салют-6» функционировала в течение 1764 суток — 4 года 10 месяцев (из них 683 суток обитаема) — до 29 июля 1982 г. В ходе эксплуатации станции произошло три нештатные ситуации [3, 4].

9 октября 1977 г. стартовал экипаж «Союза-25» (В.В. Ковалёнок, В.В. Рюмин), который должен был стать первой длительной экспедицией. Стыковка на следующий день после старта проходила в ручном режиме, но обе попытки оказались неудачными. 11 апреля 1979 г. «Союз-33» с экипажем Н.Н. Рукавишников и Г. Иванов (Болгария) не состыковался со станцией из-за проблемы работы основного двигателя [5]. Третья нештатная ситуация произошла во время работы третьей основной экспедиции В.А. Ляхова и В.В. Рюмина — 9 августа 1979 г. не отстрелилась от станции антенна радиотелескопа КРТ-10, экипажу пришлось 15 августа выйти в открытый космос и избавиться от зацепившейся антенны [6]. Из-за подозрения на аварийное состояние тормозного двигателя корабля «Союз-32», выпущенного в той же серии, что и отказавший двигатель «Союза-33» с советско-болгарским экипажем, 6 июня на

его замену был послан беспилотный корабль «Союз-34», на нем космонавты 19 августа 1979 г. вернулись на Землю.

40 лет назад, 19 апреля 1982 г., была запущена станция «Салют-7». На ней работали 6 экипажей основных (долговременных) экспедиций и 5 экспедиций посещения (21 космонавта), доставленных на КК «Союз Т-5» — «Союз Т-7», «Союз Т-9» — «Союз Т-15». В июле 1984 г. впервые в мире женщина-космонавт С.Е. Савицкая совершила второй полет и выход в открытый космос в течение 3,5 ч. Станцию посетили два иностранных космонавта — Жан-Лу Кретьен (Франция) и Ракеш Шарма (Индия). Шестая основная экспедиция Л.Д. Кизим и В.А. Соловьёв на КК «Союз Т-15» сначала посетила станцию «Мир», потом на «Салюте-7» работала 5 мая — 25 июня 1986 г., а затем перелетели на станцию «Мир». На станцию доставляли грузы 13 кораблей «Прогресс» и два транспортных корабля снабжения «Космос-1443» и «Космос-1686». Длительность пребывания экипажей: 211, 149, 237, 112, 64 и 125 суток. Из станции «Салют-7» было осуществлено 13 выходов в открытый космос общей длительностью 48 ч 33 мин. Выполнено более 2500 экспериментов с использованием 175 наименований научной аппаратуры. Станция функционировала почти в три раза больше ресурса — в течение 3216 суток — 8 лет 10 месяцев (из них 816 суток обитаема) — до 7 февраля 1991 г. Во время эксплуатации «Салюта-7» случилось четыре крупных аварии [2, 7].

20 апреля 1983 г. стартовал корабль «Союз Т-8» со второй основной экспедицией (В.Г. Титов, Г.М. Стрекалов, А.А. Серебров). На следующий день была запланирована стыковка с орбитальным комплексом «Салют-7» — «Космос-1443», но из-за повреждения антенна системы сближения «Игла» экипаж не смог состыковаться со станцией. 26 сентября 1983 г., во время старта корабля «Союз Т-10А» с третьей основной экспедицией (В.Г. Титов и Г.М. Стрекалов), за 1 минуту 48 с до пуска после команды «Наддув» на РН «Союз У» загорелся один из элементов в системе подачи топлива в газогенераторе турбонасосного агрегата двигателя, произошел пожар из-за возгорания топлива, в результате сработала система аварийного спасения, экипаж испытал перегрузки до 18 единиц и через 5 минут приземлился в 4 км от старта. Впервые во время одного полета, в апреле-августе 1984 г., экипаж третьей основной экспедиции Л.Д. Кизим и В.А. Соловьёв совершили шесть выходов в открытый космос общей длительностью 22 ч 50 мин, выполнив сложный и трудоемкий ремонт объединенной двигательной установки станции, а также смонтировали две дополнительные панели солнечных батарей [8]. В конце 1984 г. на станции произошел отказ всех бортовых систем из-за неисправности системы ориентации солнечных батарей, поэтому станция была полностью обесточена и связь с ней потеряна, она перешла в неуправляемый полет. 6 июня 1985 г. на «Салют-7» направили спасательную экспедицию на переоборудованном «Союзе Т-13» (В.А. Джанибеков, В.П. Савиных). Впервые в мире уникальную операцию по сближению и ручной стыковке с неуправляемой станцией выполнил опытный космонавт В.А. Джанибеков. В тяжелых условиях при температуре ниже нуля в результате кропотливой работы к 16 июня экипажу удалось подключить напрямую к солнечным батареям аккумуляторы станции и восстановить ее работоспособность [8, 9]. Реанимация станции «Салют-7» в 1985 г. считается самым сложным полетом в истории космонавтики. Аварийная команда работала 112 суток, для Джанибекова это было третье посещение «Салюта-7».

Литература

- [1] Семёнов Ю.П., Горшков Л. Станция «Салют-6»: дом, лаборатория, машина // Наука и жизнь. 1981. № 4. С. 14–22.
- [2] Ракетно-космическая корпорация «Энергия». 1946–1996 гг. / под ред. Ю.П. Семёнова. М.: РКК «Энергия», 1996. 671 с.
- [3] Алексеев Л.Г., Павлов Ю.С., Феоктистов К.П. Орбитальная станция «Салют-6» // Земля и Вселенная. 1978. № 5. С. 8–12.
- [4] «Салют-6» — «Союз» — «Прогресс». Работа на орбите. М.: Машиностроение, 1983. 343 с.
- [5] Салахутдинов Г.М. Приключения на орбитах. М.: Изд. МАИ, 1983. 238 с.
- [6] Заксон М.Б., Кардашёв Н.С. и др. Первый радиотелескоп в космосе // Земля и Вселенная. 1980. № 4. С. 2–9.
- [7] Феоктистов К.П., Демченко Э.К. Новый космический дом. На орбите «Салют-7» // Земля и Вселенная. 1982. № 6. С. 2–3, 11–16.
- [8] Попов Е.И., Харламов Н.П. Сюрпризы на орбите. М.: Знание, 1990. 64 с.
- [9] Савиных В.П. «Салют-7». Записки с «мертвой» станции. М.: Эксмо, 2018. 254 с.

Space Stations of the Second Generation "Salyut": Emergency Situations

Gerasyutin Sergey Aleksandrovich regul2006@mail.ru

Memorial Museum of Cosmonautics

In 2022, the anniversaries of the launch of the manned long-term orbital stations of the second generation "Salyut-6" and "Salyut-7" (DOS-5). They replaced the first civilian «Salyut» and "Salyut-4". The space stations of the DOS-5 series were developed at NPO Energia, which was headed by academician V.P. Glushko, the chief designer of the stations was Yu.P. Semenov, the lead designer was K.P. Feoktistov. The characteristics of the stations and the most serious emergency situations during their operation are presented.

Keywords: orbital space station, spacecraft, crew, expedition, emergency, spacewalk

References

- [1] Semenov Yu.P., Gorshkov L. Stantsiya "Salyut-6": dom, laboratoriya, mashina [Station "Salyut-6": house, laboratory, machine]. Nauka i zhizn' [Science and Life], 1981, no. 4, pp. 14–22. (In Russ.).
- [2] Raketno-kosmicheskaya korporatsiya "Energiya". 1946–1996 gg. [Rocket and Space Corporation Energia. 1946–1996]. Edited by Yu.P. Semenov. Moscow, RSC Energia, 1996, 671 p. (In Russ.).
- [3] Alekseev L.G., Pavlov Yu.S., Feoktistov K.P. Orbital'naya stantsiya "Salyut-6" [The Salyut-6 orbital station]. Zemlya i Vselennaya [Earth and the Universe], 1978, no. 5, pp. 8–12. Available at: <https://docs.cntd.ru/document/1200009488> (accessed December 13, 2021). (In Russ.).
- [4] "Salyut-6" — "Soyuz" — "Progress". Rabota na orbite ["Salyut-6 — Soyuz — Progress. Work in orbit]. Moscow, Mashinostroenie, 1983, 343 p. (In Russ.).
- [5] Salakhutdinov G.M. Priklucheniya na orbitakh [Adventures in Orbits]. Moscow, MAI Publishing House, 1983, 238 p. (In Russ.).
- [6] Zakson M.B., Kardashev N.S. et al. Pervyi radioteleskop v kosmose [The first radio telescope in space]. Zemlya i Vselennaya [Earth and the Universe], 1980, no. 4, pp. 2–9. (In Russ.).
- [7] Feoktistov K.P., Demchenko E.K. Novyi kosmicheskii dom. Na orbite "Salyut-7" [New Space house. In orbit "Salyut-7"]. Zemlya i Vselennaya [Earth and the Universe], 1982, no. 6, pp. 2–3, 11–16. (In Russ.).
- [8] Popov E.I., Kharlamov N.P. Syurprizy na orbite [Surprises in orbit]. Moscow, Znanie, 1990, 64 p. (In Russ.).
- [9] Savinykh V.P. "Salyut-7". Zapiski s "mertvoi" stantsii ["Salyut-7". Notes from the "dead" station]. Moscow, Eksmo Publ., 2018, 254 p. (In Russ.).

УДК 629.7

«Ракетно-космические» адреса взаимодействия Цандера, Королёва, Победоносцева в окрестностях МВТУ – МММИ

Кузнецов Михаил Иванович

kmikmi@mail.ru

Союз развития наукоградов

Рассмотрена история контактов и взаимодействия Ф.А. Цандера, С.П. Королёва, Ю.А. Победоносцева, происходивших в окрестностях МВТУ – МММИ. Представлены результаты развития работ по поиску, идентификации и систематизации мест, связанных с их жизнью и деятельностью во время их знакомства и начала взаимодействия. Результаты могут быть использованы для дополнения и расширения «Навигатора по космическим адресам московского региона».

Ключевые слова: ракетно-космические адреса, Цандер, Королёв, Победоносцев, МВТУ

Активизация работ по выявлению и систематизации мест зарождения и развития ракетно-космической деятельности СССР и России (науки, техники, технологий, управления...), памятных мест, связанных с жизнедеятельностью основоположников ракетно-космической науки и техники (РКНТ) является актуальной составляющей комплекса вопросов изучения истории развития ракетно-космической отрасли, сохранения ее наследия, популяризации знаний и пропаганды достижений в области ракетно-космической науки и техники.

Нами (Федерацией космонавтики России, Московским государственным институтом индустрии туризма им. Ю.А. Сенкевича, Союзом развития наукоградов России) подготовлен «Навигатор по космическим адресам Московского региона» [1]. Московскому региону принадлежит ведущая роль в ракетно-космическом развитии СССР и России. Здесь создавались средства выведения космических объектов и сами эти космические объекты. Именно здесь в начале 30-х годов создавалось Бюро изучения реактивного движения, в системе Общества содействия обороне, авиационному и химическому строительству (ОСОАВИАХИМ). На базе этого Бюро была образована впоследствии знаменитая Группа Изучения Реактивного Движения — ГИРД, ключевыми фигурами которой были Ф.А. Цандер, С.П. Королёв, М.К. Тихонравов, Ю.А. Победоносцев. Различные аспекты организации и деятельности ГИРД и ее многочисленных сотрудников подробно рассмотрены А.П. Александровым в его фундаментальной работе [2]. Однако немаловажное значение имеет выявление, материалов о местах жизни, работы пионеров разработки, создания и испытаний первых образцов ракетной техники, описание и систематизация соответствующей адресной базы.

Нами представлены некоторые результаты такой адресной систематизации первых контактов и последующего взаимодействия Ф.А. Цандера, С.П. Королёва, Ю.А. Победоносцева. Так сложилось, что это происходило «в окрестностях» Московского высшего технического училища (МВТУ), которое в 1930 году было разделено на несколько училищ, получивших в том же году соответствующие «институтские» наименования (МММИ, МАИ, МЭИ и др.). В МВТУ Цандер выступал с лекцией (докладом) на котором присутствовал Победоносцев. С.П. Королёв «успел» окончить МВТУ, Ю.А. Победоносцев, начав обучение в МВТУ, продолжил его в Высшем аэромеханическом училище, а окончил уже МАИ. Ф.А. Цандер готовился к преподавательской работе на Аэромеханическом факультете МВТУ, а преподавал

и вел кружковую работу со студентами в Высшем аэромеханическом училище и МАИ. Испытания своего реактивного двигателя Ф.А. Цандер проводил в помещении реконструированной под лабораторию «воздушных нагнетателей авиационных двигателей (импеллеров)» Винтомоторного отдела ЦАГИ церкви, находящейся на территории ЦАГИ на Вознесенской улице (ныне — улица Радио) [3]. Этот отдел в конце 1930 года стал одной из составляющих Института авиационного моторостроения, в котором стал работать Ф.А. Цандер. В знаменитом подвале на углу Садовой-Спасской улицы и Орликова переулка, где разместилась ГИРД, в двадцатые годы размещалось конструкторское отделение Московской планерной школы, которой руководил в 1925–1933 гг. В.М. Титов (МВТУ) и курсантом которой был С.П. Королёв, не только обучаясь полетам, но и конструированию планеров. Конструкторские отделений школы посещали и Ю.А. Победоносцев, учившийся в то время в МВТУ, М.К. Тихонравов и другие будущие коллеги по ГИРД [4].

Литература

- [1] Навигатор по космическим адресам Московского региона / авт.-сост. А.В. Хаванов; под общ. ред. М.И. Кузнецова; Федерация космонавтики России, Моск. гос. ин-т индустрии туризма им. Ю.А. Сенкевича, Союз наукоградов России. М.: Ключ-С, 2017. 128 с.
- [2] Александров А.П. ГИРД, Группа Изучения Реактивного Движения. М.: Машиностроение-Полет, 2020. 416 с.
- [3] Нарский А.Р. Кирха святого Михаила в Москве как памятник культуры и истории техники. События 1918-1932 гг.: по материалам первоисточников / под ред. А.М. Смолеговского. М.: Полиграф сервис, 2016. С. 110–112.
- [4] Титов В.М. Из истории первой Московской планерной школы летчиков-планеристов. URL: <http://old.rgantd.ru/nauchnye-trudy-i-publikatsii/moskovskaya-planernaya-shkola.shtml> (дата обращения 07.11.2021).

The “Rocket and Space” Addresses of the Interaction of Zander, Korolev, Pobedonostsev in the Vicinity of the MHTS – MMMI

Kuznetsov Mikhail Ivanovich

kmikmi@mail.ru

Union for the Development of Science Cities

The history of contacts and interaction of F.A. Tsander, S.P. Korolev, Yu.A. Pobedonostsev, which took place in the vicinity of the MVTU – MMMI, is considered. The results of the development of work on the search, identification and systematization of places associated with their lives and activities during their acquaintance and the beginning of interaction are presented. The results can be used to supplement and expand the Navigator for the space addresses of the Moscow region.

Keywords: *rocket and space addresses, Zander, Korolev, Pobedonostsev, MHTS*

References

- [1] Navigator po kosmicheskim adresam Moskovskogo regiona [Navigator for the space addresses of the Moscow region]. Avt.-sost. A.V. Khavanov; pod obshch. red. M.I. Kuznetsova; Federatsiya kosmonavtiki Rossii, Mosk. gos. in-t industrii turizma im. Yu.A. Senkevicha, Soyuz naukogradov Rossii. Moscow, Klyuch-S Publ., 2017, 128 p. (In Russ.).
- [2] Aleksandrov A.P. GIRD, Gruppy Izucheniya Reaktivnogo Dvizheniya [GIRD, Jet Propulsion Research Group]. Moscow, Mashinostroenie-Polet Publ., 2020, 416 p. (In Russ.).

- [3] Narskii A.R. Kirkha svyatogo Mikhaila v Moskve kak pamyatnik kul'tury i istorii tekhniki. Sobytiya 1918–1932 gg.: po materialam pervoistochnikov [St. Michael's Church in Moscow as a monument of culture and history of technology. Events of 1918–1932: based on primary sources]. Edited by A.M. Smolegovsky. Moscow, Poligraf servis Publ., 2016, pp. 110–112. (In Russ.).
- [4] Titov V.M. From the history of the first Moscow glider school of glider pilots [Iz istorii pervoi Moskovskoi planernoï shkoly letchikov-planeristov]. Available at: <http://old.fgantd.ru/nauchnye-trudy-i-publikatsii/moskovskaya-planernaya-shkola.shtml> (accessed November 7, 2021). (In Russ.).

УДК 613.693

У истоков космической медицины. Роль сотрудников Института авиационной медицины в медико-биологическом обеспечении первых космических полетов

Матюшев Тимофей Викторович mtv4465@yandex.ru
Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Рыбина Анастасия Сергеевна serg4066@live.ru
Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Максимова Ирина Дмитриевна irina.semka2017@yandex.ru
Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Малышев Андрей Дмитриевич super.fylhjvf2000@yandex.ru
Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Носков Руслан Геннадьевич noskov1994.rus@mail.ru
Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Статья посвящена раскрытию вклада военных медиков научно-исследовательского испытательного института авиационной медицины в развитие космической медицины. Усилия коллектива Института позволили получить первые ответы по научным и практическим проблемам этой науки. При участии сотрудников Института были сформированы предмет и основные задачи космической медицины как науки, а также созданы и отработаны системы медико-биологического обеспечения первых пилотируемых полетов человека.

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

Эпохальной вехой в развитии человечества является освоение околоземного пространства. основополагающий вклад в это событие внесли военные медики, в том числе и сотрудники Научно-исследовательского испытательного института авиационной медицины (НИИИАМ), правопреемником которого являлся Государственный научно-исследовательский испытательный институт авиационно-космической медицины Министерства обороны Российской Федерации (ГНИИИАиКМ).

В соответствии с периодизацией, представленной в монографии Ушакова И.Б. с соавт. [1], с позиции медико-биологического обеспечения (МБО) полетов, можно выделить следующие этапы освоения космического пространства: зарождения (начало 1930-х — конец 1950-х гг.), становления как новой отрасли знаний (конец 1950-х — начало 1960-х гг.), развития космической медицины как отрасли прикладной меди-

пины в условиях подготовки и реализации в СССР программы кратковременных космических полетов (начало–конец 1960-х гг.), развития и окончательного формирования как теоретической и практической дисциплины в условиях обеспечения программ длительных орбитальных полетов (начало 1970-х гг. — 2000-е гг.), современный этап участия в существующих и формирования перспективных космических программ.

Результаты выполненного анализа публикаций [1–4] показали, что военные медики НИИИИМ внесли крупный вклад в развитие космической медицины. Ими были теоретически и экспериментально обоснованы, созданы и отработаны системы МБО первых пилотируемых полетов человека, выполнен весь объем работ по непосредственному научно-практическому сопровождению полетов по программе «Восток», принято активное участие в реализации последующих космических программ «Восход» и «Союз».

Усилия коллектива НИИИИМ позволили получить первые ответы по следующим научным и практическим проблемам космической медицины:

- определение степени влияния отдельных факторов и всего комплекса условий космического полета на физиологические функции и процесс адаптации целостного организма к этим условиям;
- оценка эффективности и надежности разработанных систем жизнеобеспечения (СЖО), спасения, медицинского контроля состояния экипажа и среды обитания;
- анализ профессиональной работоспособности и возможностей человека выполнять различные рабочие операции по управлению кораблем, его системами и научной аппаратурой; изыскание путей и методов повышения устойчивости человека к воздействию факторов полета;
- обоснование ценности критериев и эффективности методов отбора космонавтов и их подготовки к полету.

Перечисленные проблемы представляют собой фундамент одной из основных социальных проблем пилотируемой космонавтики — проблемы безопасности полета, в которой на первый план выходили вопросы по обеспечению радиационной безопасности, созданию СЖО и ее составных частей: системы кондиционирования атмосферы герметической кабины корабля, системы обеспечения экипажа питанием и водой, оборудования для сбора и изоляции продуктов жизнедеятельности, режиму труда и отдыха и т. п.

На основании анализа накопленных в ГНИИИИИиКМ результатов оценки действия на организм человека и животных факторов космического полета военными медиками была предложена первая в мире система и программа подготовки человека к полету, что позволило осуществить 12 апреля 1961 г. первый в мире полет человека в космос.

Исследования сотрудников Института позволили осуществить длительный орбитальный полет на втором искусственном спутнике Земли с первым живым существом собакой Лайкой на борту 3 ноября 1957 г. К сожалению, собака погибла.

Первый успешный эксперимент с возвращением живых существ был осуществлен 19 августа 1960 г. С собаками Белкой и Стрелкой. Орбитальный полет, продолжавшийся более 2,5 ч, дал исключительной значимости материал о влиянии факторов космического полета на физиологические и генетические системы животных.

Полет Лайки — начало космической эры человечества, что было подтверждено постановлением конгресса Международной астронавтической федерации в сентябре 1967 г.

При участии сотрудников Института были сформированы предмет и основные задачи космической медицины как науки. И хотя точные формулировки этих понятий дискутируются даже и в настоящее время, их основное содержание к концу первого десятилетия эры космических полетов человека можно считать в основном сформировавшимся. К началу 1970-х годов космическая медицина определилась как область медицины, изучающая особенности жизнедеятельности организма человека при действии факторов космического полета и космического пространства с целью разработки средств и методов сохранения здоровья и работоспособности членов экипажей космических кораблей. Основными задачами космической медицины как науки стали: исследование влияния на организм человека факторов космического полета, разработка профилактических мер и способов защиты от вредных влияний факторов полета, обоснование физиологических и гигиенических требований к системам жизнеобеспечения, системам управления и оборудованию космических летательных аппаратов, а также к средствам спасения экипажей в аварийных ситуациях, разработка клинических и психофизиологических методов и критериев отбора и подготовки космонавтов к полету, контроля за экипажем в полете, оказание необходимой медицинской помощи, осуществление профилактики и лечения возможных заболеваний.

Литература

- [1] История отечественной космической медицины (по материалам военно-медицинских учреждений) / под ред. И.Б. Ушакова, В.С. Бедненко, Э.В. Лапаева. Воронеж: Воронежский государственный университет, 2001. 320 с.
- [2] Бухтияров И.В., Ушаков И.В., Бедненко В.С., Хоменко М.Н. Роль Института авиационной и космической медицины в медико-биологическом обеспечении первого полета человека в космос // Полет. 2011. № 4. С. 119–127.
- [3] Яздовский В.И. На тропах Вселенной. Вклад космической биологии и медицины в освоение космического пространства. М.: Слово, 1996. 288 с.
- [4] Жданько И.М., Бедненко В.С., Хоменко М.Н., Ворона А.А., Филатов В.Н. Вклад ГНИИИ авиационной и космической медицины министерства обороны в медико-биологическое обеспечение полета в космос Ю.А. Гагарина // Авиационно-космическая медицина, авиационная психология и военная эргономика, становление, состояние и перспективы развития: сб. науч. тр. к 60-летию первого полета человека в космос. М.: Перо, 2021. С. 93–101.

At the Origins of Space Medicine. The Role of the Staff of the Institute of Aviation Medicine in Medical and Biological Support of the First Space Flights

Matyushev Timofey Viktorovich mtv4465@yandex.ru

Moscow Aviation Institute (National Research University)

Rybina Anastasiia Sergeevna serg4066@live.ru

Moscow Aviation Institute (National Research University)

Maksimova Irina Dmitrievna irina.semka2017@yandex.ru

Moscow Aviation Institute (National Research University)

Malyshev Andrej Dmitrievich super.fylhvf2000@yandex.ru

Moscow Aviation Institute (National Research University)

Noskov Ruslan Gennadievich noskov1994.rus@mail.ru

Moscow Aviation Institute (National Research University)

The article is devoted to the disclosure of the contribution of military doctors of the Research and Testing Institute of Aviation Medicine to the development of space medicine. The efforts of the Institute's staff made it possible to get the first answers to scientific and practical problems of space medicine. With the participation of the Institute's staff, the subject and main tasks of space medicine as a science were formed, as well as systems of medical and biological support for the first manned human flights were created and worked out.

Keywords: *space medicine, first flight, cosmonauts, medical and biological support*

References

- [1] Istoriya otechestvennoi kosmicheskoi meditsiny (po materialam voenno-meditsinskih uchrezhdenii) [The history of Russian space medicine (based on the materials of military medical institutions)]. Edited by I.B. Ushakov, V.S. Bednenko, E.V. Lapaev. Voronezh: Voronezhskii gosudarstvennyi universitet Publ., 2001, 320 p. (Russ.).
- [2] Bukhtiyarov I.V., Ushakov I.V., Bednenko V.S., Khomenko M.N. Rol' Instituta aviatsionnoi i kosmicheskoi meditsiny v mediko-biologicheskom obespechenii pervogo poleta cheloveka v kosmos [The role of the Institute of Aviation and Space Medicine in the biomedical support of the first human flight into space]. Polet [Flight], 2011, no. 4, pp. 119–127. (Russ.).
- [3] Yazdovskii V.I. Na tropakh Vselennoi. Vklad kosmicheskoi biologii i meditsiny v osvoenie kosmicheskogo prostranstva [On the paths of the universe. Contribution of space biology and medicine to the exploration of outer space]. Moscow, Slovo, 1996, 288 p. (In Russ.).
- [4] Zhdan'ko I.M., Bednenko V.S., Khomenko M.N., Vorona A.A., Filatov V.N., Vklad GNIII aviatsionnoi i kosmicheskoi meditsiny ministerstva oborony v mediko-biologicheskoe obespechenie poleta v kosmos Yu.A. Gagarina [Contribution of the State Research Institute of Aviation and Space Medicine of the Ministry of Defense to the biomedical support of the flight into space of Yu.A. Gagarin]. Aviatsonno-kosmicheskaya meditsina, aviatsionnaya psikhologiya i voennaya ergonomika, stanovlenie, sostoyanie i perspektivy razvitiya: sb. nauch. tr. k 60-letiyu pervogo poleta cheloveka v kosmos [Aviation and space medicine, aviation psychology and military ergonomics, formation, state and prospects of development: collection of scientific papers to the 60th anniversary of the first human flight into space]. Moscow, Pero Publ., 2021, pp. 93–101. (In Russ.).

УДК 629.7.01

Вальжный испытатель (к 100-летию со дня рождения Е.В. Шабарова)

Песляк Александр Михайлович pestiak2000@mail.ru

Независимое военное обозрение

Приведена информация о жизни и деятельности одного из заместителей С.П. Королёва, В.П. Мишина, В.П. Глушко, технического директора по испытаниям ракет-носителей и космических систем Е.В. Шабарова, который был одним из главных испытателей подмосковного конструкторского бюро. Удостоен звания Героя Социалистического Труда, лауреата Ленинской премии, а также ряда других государственных наград. Участвовал в ситуации с имитацией старта макета ракеты Р-7 на Ленинградском металлическом заводе.

Ключевые слова: космические аппараты и станции, испытатель, космос, ракета-носитель, конструкторское бюро

Представитель великой команды Королёва, последователь его замов по испытаниям Л.А. Воскресенского и Я.И. Трегуба Шабаров Евгений Васильевич родился в костромской деревне. Окончил Ивановский энергетический институт. Сразу после войны, в 1946 г. был принят в формирувавшемся тогда конструкторское бюро по новой технике. Пройдя разные ступени роста, уже в 1959 г. он стал помощником, а затем — заместителем главного конструктора ОКБ-1 [1]. После ухода С.П. Королёва из жизни Шабаров трудился в начальстве одного из комплексов, снова зам главы предприятия. При В.П. Глушко Е.В. Шабаров переназначен замом уже генерального конструктора предприятия НПО «Энергия», с 1992 по 1998 гг. — научный руководитель. Принимал участие в подготовке и проведении испытаний первых отечественных баллистических ракет дальнего действия, геофизических высотных ракет, в обеспечении испытаний, подготовки и пусков практически всех изделий: от первых баллистических ракет и спутников до пилотируемых орбитальных комплексов «Салют», «Мир», «Энергия — Буран». Являлся в 1967–1973 гг. главным конструктором объекта 7К-С (по тактико-техническим требованиям Министерства обороны СССР) — многофункционального аппарата для полетов на станцию «Мир» [2, 3].

За подготовку полета первого космонавта удостоен звания Героя Социалистического Труда, через 5 лет — лауреата Ленинской премии, награжден орденом Ленина, дважды — Трудового Красного Знамени [4].

О Шабарове наиболее развернуто писал Б.Е. Черток [5], многие же характеристики и ситуации были сообщены непосредственно автору ветеранами РКК «Энергия» и членами семьи Евгения Васильевича [6]. Примечательно, что он сам оставил, пожалуй, наибольшее количество воспоминаний среди заместителей С.П. Королёва (за исключением, разумеется, того же Б.Е. Чертока) [7–9]. Они опубликованы в сборниках, посвященных этапам развития космонавтики и деятельности главного конструктора ОКБ-1.

В сообщении изложена ситуация с постановкой важнейшего дополетного испытания ракеты Р-7 — имитации вертикализации и запуска системы, заполненной весовым аналогом жидкостного топлива. Следует отметить, что приведены детали ситуации вокруг запуска первого спутника.

04.10.1957 г., 22 ч 28 мин 34 с (мск).

Медленно текли секунды. По громкой связи сообщалась информация о ходе полета ракеты. Наконец отделение первой ступени. Королёв плотно сжал губы, но стоит молча, слушает. И вот сообщение: «Выключение двигательной установки блока Ц», — еще через несколько секунд: «Отделение объекта». Все облегченно вздохнули, немного помолчали и вдруг разом заговорили. Можно было закурить.

С.П. Королёв вообще не курил, но символически закурил вместе с нами.

Мы начали выходить наверх. Время шло. Наконец новое сообщение: «Дальние пункты слежения сообщают о наличии сигнала со спутника». Кто-то начал разговаривать, посыпались шутки, но Королёв сразу одернул: «Это может быть ошибкой. Пока сами не услышим сигнала при возвращении спутника после первого оборота вокруг Земли, радоваться рано. Поехали на приемную станцию».

Все понимали, что надо ждать. Время шло медленно. Наконец оператор Ф. Гайков встrepенулcя, начал подстраивать станцию. Мы все замерли, и вдруг вначале очень тихо, а затем все громче и громче зазвучали сигналы спутника! Это означало, что спутник — на орбите, что он функционирует.

Так был произведен запуск первого спутника Земли. Так началась космическая эра!

Правда, все мы, кто осуществлял эту работу, вначале отнеслись к этому событию довольно спокойно: «Запустили спутник, ну и что же тут такого? Нужно будет — еще запустим». И только позже, когда посыпалась масса сообщений из-за рубежа о том, что весь мир потрясен, мы по-настоящему поняли, что было осуществлено.

А ночью, когда я уже засыпал, мне позвонил кладовщик и сообщил, что много товарищей стоят у склада с посудой и предъявляют заявки на спирт. «Что делать?» — спрашивает он. Я ответил: «Выдавай всем по пол-литра на «рыло», а требования и заявки я утром подпишу».

Утром он зашел ко мне со всеми этими бумагами. Спрашиваю его: «Сколько выдано?» — «Около двухсот литров. Что скажет Королёв, если узнает?»

Я ответил, что народ заслужил, о нас говорит весь мир. А насчет Королёва — это мой вопрос.

К слову сказать, на следующий день ни одного подвыпившего или плохо себя чувствующего я не встретил [10].

Литература

- [1] Космонавтика и ракетостроение. Биографическая энциклопедия. М.: Столичная энциклопедия, 2006. 705 с.
- [2] Мишин В.П. Записки ракетчика. М.: Русские витязи, 2017. 568 с.
- [3] Дороги в космос. Т. 1. М.: Изд-во МАИ, 1992. С. 170–185.
- [4] Шабаров Евгений Васильевич. Герои страны. URL: https://warheroes.ru/hero/hero.asp?Hero_id=10938 (дата обращения 12.12.2021).
- [5] Черток Б.Е. Ракеты и люди. В 4 т. Т. 1. От самолетов до ракет. Т. 2. Фили — Подлипки — Тюратам. Т. 3. Горячие дни холодной войны. Т. 4. Лунная гонка. М.: Машиностроение, 1999. 416 с.; 448 с.; 448 с.; 538 с.
- [6] Шабаров Евгений Васильевич. Семейные истории. URL: <http://www.famhist.ru/famhist/chertok/0066ca3f.htm#0052105f.htm> (дата обращения 12.12.2021).
- [7] Академик С.П. Королёв. Ученый. Инженер. Человек. Творческий портрет по воспоминаниям современников. М.: Наука, 1987. С. 258–264.

- [8] Голованов Я.К. Королёв: факты и мифы. М.: Наука, 1994. 541 с.
- [9] С.П. Королёв и его дело. Свет и тени в истории космонавтики. Избранные труды и документы. М.: Наука, 1998. 385 с.
- [10] Локтев А.Л. Недавно это было секретом. М.: Скринти, 2011. 375 с.

The Imposing Tester (to the 100th Anniversary of the Birth of E.V. Shabarov)

Peslyak Aleksandr Mikhailovich pesliak2000@mail.ru
Nezavisimoye Voyennoye Obozreniye [Independent Military Review]

Information is given about the life and work of one of the deputies S.P. Korolev, V.P. Mishin, V.P. Glushko, technical director for testing launch vehicles and space systems E.V. Shabarov, who was one of the main testers of the Moscow design bureau. He was awarded the title of Hero of Socialist Labor, laureate of the Lenin Prize, as well as a number of other state awards. Participated in the situation with the simulation of the launch of a mock-up of the R-7 rocket at the Leningrad Metal Plant.

Keywords: *spacecraft and stations, test engineer, space, launch vehicle, design engineering bureau*

References

- [1] Kosmonavtika i raketostroenie. Biograficheskaya entsiklopediya [Cosmonautics and rocket science. Biographical encyclopedia]. Moscow, Stolichnaya entsiklopediya Puybl., 2006, 705 p. (in Russ.).
- [2] Mishin V.P. Zapiski raketchika [Notes of a rocket man]. Moscow, Russkie vityazi Publ., 2017, 568 p. (in Russ.).
- [3] Dorogi v kosmos. T. 1. [Roads to space. Vol. 1]. Moscow, MAI Press, 1992, pp. 170–185. (in Russ.).
- [4] Shabarov Evgeny Vasilyevich. Heroes of the country. Available at: https://warheroes.ru/hero/hero.asp?Hero_id=10938 (accessed December 12, 2021). (in Russ.).
- [5] Chertok B.E. Rakety i lyudi. V 4 t. T. 1. Ot samoletov do raket. T. 2. Fili — Podlipki — Tyuratam. T. 3. Goryachie dni kholodnoy voyny. T. 4. Lunnaya gonka [Rockets and people. In 4 vol. Vol. 1. From airplanes to rockets. Vol. 2. Fili — Podlipki — Tyuratam. Vol. 3. Hot days of the Cold War. Vol. 4. Moon race]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1999. 416 p.; 448 p.; 448 p.; 538 p. (in Russ.).
- [6] Shabarov Evgeny Vasilyevich. Family stories. Available at: <http://www.famhist.ru/famhist/chertok/0066ca3f.htm#0052105f.htm> (accessed December 12, 2021). (in Russ.).
- [7] Akademik S.P. Korolev. Uchenyy. Inzhener. Chelovek. Tvorcheskiy portret po vospominaniyam sovremennikov [Academician S.P. Korolev. Scientist. Engineer. Person. A creative portrait based on the memoirs of contemporaries]. Moscow, Nauka Publ., 1987, pp. 258–264. (in Russ.).
- [8] Golovanov Ya.K. Korolev: fakty i mify [Korolev: facts and myths]. Moscow, Nauka Publ., 1994, 541 p. (in Russ.).
- [9] S.P. Korolev i ego delo. Svet i teni v istorii kosmonavтики. Izbrannyye trudy i dokumenty [S.P. Korolev and his case. Light and shadows in the history of cosmonautics. Selected works and documents]. Moscow, Nauka Publ., 1998, 385 s. (in Russ.).
- [10] Loktev A.L. Nedavno eto bylo sekretom [Recently it was a secret]. Moscow, Skrinti Publ., 2011, 375 p. (in Russ.).

УДК 623.468:623.462.1

Решение проблем «теплового барьера» боевых частей баллистических ракет и дорога в космос

Пусев Владимир Иванович

pusev-2012@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Селиванов Виктор Валентинович

selivanovvv@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Марков Владимир Александрович

markovva@bmstu.ru

МГТУ им. Н. Э. Баумана

Попов Юлиан Витальевич

popovuv@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Рассмотрен комплекс разработок по решению проблем нагрева боевых частей баллистических ракет ФАУ-2 (V-2), P-1 и P-2, «теплового барьера» боевых частей баллистических ракет P-2 и P-7. Для боевой части баллистической ракеты P-7 пришлось менять геометрию конструкции и вводить закругление головной части. Этот комплекс разработок позволил реализовать при полетах в космос безопасное возвращение спускаемых аппаратов как в беспилотных, так и в пилотируемых вариантах.

***Ключевые слова:** тепловой барьер, боевая часть, баллистическая ракета, космический аппарат, теплозащитное покрытие*

Боевые части (БЧ) баллистических ракет (БР) P-1 и P-2 разрабатывались в СССР на основе германской БР ФАУ-2 (V-2) и имели общий дефект — преждевременный подрыв БЧ на нисходящей части траектории в среднем 1–2 на 10 пусков или 10...20 % [1, 2]! Только с появлением высокоскоростной фотоаппаратуры на полигоне Капустин Яр к 1954 г. удалось установить причину преждевременных траекторных подрывов БЧ. При движении БЧ БР на нисходящем участке траектории из-за нагрева боевого заряда БЧ происходило разрушение боковой части корпуса БЧ с образованием закраины типа «языка» и торможение БЧ с последующим срабатыванием донного инерционного взрывателя [1]. Применение теплоизоляционного покрытия (внутреннего) позволило устранить проблему спустя почти 10 лет после ее обнаружения на БЧ БР ФАУ-2 в Германии [1, 2].

При переходе к первой в мире отделяемой БЧ БР P-2 с дальностью полета 600 км (в отличие от БР ФАУ-2 и P-1 с дальностью полета 300 км) происходил отрыв стабилизатора БЧ, соединенного с корпусом БЧ болтами. В отсутствии телеметрии и других приборов контроля параметров БЧ по указанию С.П. Королёва было решено увеличить вдвое число болтов, но отрывы стабилизатора продолжались. Для дополнительных болтов уже не было места. Тогда в состоянии сильнейшего стресса В.Ф. Гладкому, которого аварийная комиссия при повторном заседании упрекнула в ошибочном прогнозировании действующих нагрузок, возможная причина отрыва стабилизатора (юбки) представилась только из-за разрушения подкрепляющих его шпангоутов при нагреве, который не учитывался в расчетах. Предложенное увеличение вдвое толщины оболочки стабилизатора и изготовление ее из нержавеющей стали было реализовано, а недоработка устранена. Но такой метод не позволял решить

неожиданную проблему «теплового барьера» таким же варварским способом для БР Р-3, имевшей в 5 раз большую дальность полета [2].

В результате первоначальных исследований различных вариантов охлаждения БЧ выбор С.П. Королёвым был сделан на соответствующих наружных покрытиях аналогично применяемым в металлургии и которые сейчас называют «теплозащитными покрытиями» (ТЗП). На основе результатов изысканий в области ТЗП, проведенных ОКБ-1 НИИ-88, С.П. Королёв составил гениальный план выхода из казавшегося совершенно безнадежным положения с БР Р-3, грозившего ему самому очередным заключением. В целом план содержал 3 этапа [2, 3].

На первом этапе в октябре 1950 г. С.П. Королёв обратился в министерство вооружения СССР (далее – министерство) с просьбой одобрить в принципе перевод экспериментальной БР Р-3А в боевую с дальностью полета вдвое больше, чем у БР Р-2 (1200 км), присвоить ей индекс Р-5 и определить началом ее летных испытаний 1952 г. Представленный при этом эскизный проект БР Р-5 был поддержан министерством и военными. На втором этапе в ноябре 1950 г. было предложено заменить БР Р-1 на более легкую и мобильную БР Р-11 на высококипящих компонентах топлива, допускавших длительное хранение БР в заправленном состоянии. И в этом случае был представлен эскизный проект, который поддержали. На третьем этапе С.П. Королёв осторожно высказался о целесообразности отказа от разработки БР Р-3, под создание которой было организовано ОКБ-1 НИИ-88, в пользу проектирования двухступенчатой межконтинентальной БР Р-7 с дальностью полета 8000 км в виде пакет 5 ракет Р-5. Актуальность и важность такой обширной и относительно простой в реализации программы для обороны страны была очевидной. При этом эскизный проект БР Р-3 был отправлен в архив предприятия, а в СССР с 1952 г. началось бурное развитие ракетной техники, обеспечившее на многие годы мировое лидерство [2, 3].

Полученные результаты в области ТЗП позволили успешно разработать БР Р-5, а с БЧ БР Р-7 возникли проблемы. В [4] отмечается, что проводимая в ОКБ-1 НИИ-88 под руководством С.П. Королёва разработка БР Р-7 была беспрецедентной несмотря на созданные ранее БР Р-1, Р-2 и Р-5. Скорость входа БЧ БР Р-7 в плотные слои атмосферы (примерно 100 км над поверхностью Земли) достигала 7900 м/с, что в 2,64 раза превышало скорость БЧ БР Р-5, а кинетическая энергия была больше в 27 раз. Только применение после ряда неудачных пусков БЧ БР Р-7 головного сферического притупления позволило решить проблему. Замедление в плотных слоях атмосферы БЧ БР Р-7 приводило не только к высоким нагрузкам на конструкцию, но и к колоссальному нагреву ТЗП, чего не мог выдержать никакой применявшийся в то время материал. Это и определяло новизну и научно-техническую сложность создания БЧ БР Р-7. Поэтому ее разработка и считалась «проблемой № 1» [4].

Эта проблема в короткие сроки в течение 1954–1958 гг. была успешно решена и о ней, во-первых, в скором времени перестали упоминать, а во-вторых, основными решениями по «проблеме № 1» пользуются до сих пор как при создании БЧ, так и космических аппаратов, спускаемых на Землю, Марс и Венеру [4].

Литература

- [1] Черток Б.Е. Ракеты и люди. М.: Машиностроение. 1999. 416 с.
- [2] Марков В.А., Овчинников А.Ф., Пусев В.И. О вкладе С.П.Королёва в разработку отделяемой боевой части баллистической ракеты Р-2 и о роли этой разработки в развитии баллистических ракет и ракет-носителей // Известия РАН. 2015. Вып. 3 (88). С. 107–114.

- [3] Загадка проекта ракеты Р-3 (по рассказу д-ра техн. наук В.Ф. Гладкого) // Авиация и космонавтика вчера, сегодня, завтра. 2002. № 11. С. 13–16.
- [4] Прудников И.С. Решение проблемы № 1 // Авиация и космонавтика. 1994. № 1–2. С. 39–40.

Solving the Problems of the "Thermal Barrier" of Ballistic Missile Warheads and the Road to Space

Pusev Vladimir Ivanovich pusev-2012@mail.ru
BMSTU

Selivanov Viktor Valentinovich selivanovvv@bmstu.ru
BMSTU

Markov Vladimir Aleksandrovich markovva@bmstu.ru
BMSTU

Popov Yulian Vitalievich popovuv@bmstu.ru
BMSTU

A set of developments is considered to solve the problems of heating the warheads of the FAU-2 (V-2), R-1 and R-2 ballistic missiles, the "thermal barrier" of the warheads of the R-2 and R-7 ballistic missiles. For the warhead of the R-7 ballistic missile, it was necessary to change the geometry of the structure and introduce a rounding of the warhead. This set of developments made it possible to implement the safe return of descent vehicles during space flights, both in unmanned and manned versions.

Keywords: thermal barrier, warhead, ballistic missile, spacecraft, heat-protective coating

References

- [1] Chertok B.E. Rakety i lyudi [Rockets and people]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1999, 416 p. (In Russ.).
- [2] Markov V.A., Ovchinnikov A.F., Pusev V.I. O vklade S.P.Koroleva v razrabotku otdelyaemoi boevoi chasti ballisticheskoi rakety R-2 i o roli etoi razrabotki v razvitii ballisticheskikh raket i raketnositelei [On S.P. Korolev's contribution to the development of the detachable warhead of the R-2 ballistic missile and the role of this development in the development of ballistic missiles and launch vehicles]. Izvestiya RARAN, 2015, iss. 3 (88), pp. 107–114. (In Russ.).
- [3] Zagadka proekta rakety R-3 (po rasskazu d-ra tekhn. nauk V.F. Gladkogo) [The riddle of the R-3 rocket project (according to the story of Doctor of Technical Sciences V.F. Gladkiy)]. Aviatsiya i kosmonavtika vchera, segodnya, zavtra [Aviation and Cosmonautics yesterday, today, tomorrow], 2002, no. 11, pp. 13–16. (In Russ.).
- [4] Prudnikov I.S. Reshenie problemy No. 1 [The solution of problem number 1]. Aviatsiya i kosmonavtika [Aviation and Cosmonautics], 1994, no. 1–2, pp. 39–40. (In Russ.).

УДК 629.76

Роль немецких специалистов в работах по созданию первых мощных жидкостных ракетных двигателей в ОКБ-456

Судаков Владимир Сергеевич

sudakov_vs@npoem.ru

АО «НПО Энергомаш»

Рассмотрены работы по воспроизводству жидкостного ракетного двигателя РД-100 для ракеты Р-1 в ОКБ-456 в Химках в 1946–1950 гг. Представлены основные этапы работ и описано участие немецких специалистов в этих работах. Показан вклад немецких специалистов в воспроизводство двигателя баллистической ракеты Фау-2 (А-4), который был изготовлен из отечественных материалов по переведенной на русский язык немецкой конструкторской и технологической документации.

Ключевые слова: ракета, Германия, Глушко, жидкостный ракетный двигатель, ОКБ-456

Как известно, первые образцы трофейной ракетной техники были добыты осенью 1944 г. О полученных результатах было доложено в Государственный комитет обороны, который в I квартале 1945 г. принял решение формировать группы специалистов и направлять их в Германию для изучения, сбора и отправки в СССР немецкой ракетной техники, оборудования и технической документации.

В середине июля 1945 г. были установлены согласованные границы оккупационных зон, и советские специалисты различных специальностей немедленно прибыли в Германию. Работы по сбору информации велись по различным техническим направлениям. Были созданы Особая правительственная комиссия в Германии под руководством генерала Л.М. Гайдукова и Государственная комиссия под председательством наркома вооружения Д.Ф. Устинова. Валентин Петрович Глушко прибыл в Германию в июле 1945 г., и его интересы первоначально ограничивались изучением авиационных ракетных двигателей, поскольку он был направлен от Наркомата авиапрома, в котором полагали, что ракеты типа А-4 сейчас не нужны, а нужно развивать реактивную авиацию.

Л.М. Гайдуков включил В.П. Глушко в состав Особой комиссии. Валентин Петрович составил список работников опытно-конструкторского бюро специальных двигателей (ОКБ-СД), которых нужно было командировать в Германию [1]. На базе прибывших сотрудников ОКБ-СД под руководством В.П. Глушко был создан отдел реактивных двигателей на жидком топливе Межведомственной комиссии по изучению реактивной техники в Германии. Состав отдела периодически пополнялся. Работы проводились с привлечением немецких специалистов под руководством работников ОКБ-СД. И хотя в составе немецких специалистов было 20 дипломированных инженеров, техников и мастеров, 24 высококвалифицированных рабочих, по оценке В.П. Глушко, «...среди них не было ни одного, кто бы играл заметную роль в разработке двигателя, привлеченные кадры к самостоятельной работе непригодны» [2].

В 1946 г. В.П. Глушко был назначен главным конструктором ОКБ при заводе №456 в Химках, ОКБ-СД из Казани переводилось в Химки, на завод возлагалась задача воспроизводства немецких жидкостных ракетных двигателей (ЖРД) ракеты Фау-2 [3, 4]. По распоряжению комитета № 2 при Совете министров СССР ряд немецких специалистов был направлен для работы в Химках. Всего прибыло 23 специалиста, вместе с членами семей их общее количество составило 65 человек. Внача-

ле их поселили в доме отдыха «Менжинец» Краснополянского района и в санатории в Подлипках. Вскоре их переселили в первые построенные финские домики в поселке Лобаново в Химках.

Среди этих немецких специалистов были конструкторы, инженеры-механики по испытаниям, мастера по сборке ракетных двигателей, сварке, специалисты по стендовому оборудованию и др. Семь человек имели высшее образование, окончив университеты в Берлине, Дюссельдорфе, Гамбурге, Бреслау, три человека окончили военные технические училища, остальные имели неполное высшее или среднее техническое образование. Из ценных специалистов следует отметить Освальда Пutsche, окончившего два университета и имевшего степень доктора. Он работал в Германии техническим директором завода «Линке – Гофман», на котором изготавливались камеры сгорания. Также необходимо упомянуть Квальчика — дипломированного инженера, работавшего начальником производства на том же заводе в Германии. Большинство других немецких специалистов имели опыт работы в области конструкции стендов, эксплуатации оборудования кислородного производства. В 1947 г. и первой половине 1948 г. они занимали должности заместителя начальника опытного производства, ведущего инженера опытного производства, начальника кислородного производства, заместителей начальников цехов: слесарно-сварочного, сборочного, механического, зам.начальника испытательной станции, мастеров. В основном (за редким исключением) к работе они относились добросовестно, дисциплинированно, наши специалисты отмечали их эрудицию и грамотность. Но были и замечания к некоторым из них, кто к работе относился неохотно, инертно, нарушали трудовую дисциплину.

Немецкие специалисты в основном выполняли поставленную перед ними задачу — помочь освоить трофейную технику, наладить воспроизводство двигателей РД-100. По соображениям секретности с середины 1948 г., когда в ОКБ-456 развернули работы по форсированию двигателя и созданию модификаций РД-101 и РД-103, немецкие специалисты были отстранены от основных тематических работ в ОКБ и стали выполнять работы по отдельным заданиям вспомогательного характера.

В соответствии с Постановлением Совета министров СССР от 13 августа 1950 г., все немецкие специалисты, работавшие в ОКБ-456, в конце 1950 г. были отправлены в Германию. Отметим, что В.П. Глушко еще в марте 1948 г. обращался в Минавиапром с просьбой о переводе немецких специалистов на другое предприятие МАП с учетом нецелесообразности их дальнейшего использования в ОКБ и на заводе №456. Свою задачу они выполнили, двигатель РД-100 был воспроизведен, их участие в разработке более мощных ЖРД было бессмысленно ввиду их недостаточной квалификации, а также недопустимости к нашим новым разработкам секретного характера.

Поэтому весьма неправдоподобны воспоминания некоторых немецких специалистов, которые были опубликованы в ряде немецких журналов в 1980-е гг., где они вспоминали о своем «участии в разработке мощных двигателей в Химках», с помощью которых был осуществлен запуск первого искусственного спутника Земли, а затем и полет первого космонавта Ю.А. Гагарина.

В итоге, оценивая вклад немецких специалистов в развитие ракетной техники, можно безусловно высоко оценить их достижения в создании первой в мире боевой баллистической ракеты А-4 (Фау-2). Работа группы немецких специалистов в СССР, и в частности в ОКБ-456, была полезной для советских специалистов в части лучшего и более быстрого освоения немецкой техники. Помощь ряда

немецких специалистов помогла достаточно быстро воспроизвести немецкий двигатель ракеты А-4 из отечественных материалов, изготовив силами советских специалистов ЖРД РД-100 для ракеты Р-1. Дальнейшее развитие этих двигателей (РД-101 и РД-103), создание новых мощных двигателей (РД-107/108) для межконтинентальной баллистической ракеты Р-7 происходило в ОКБ-456 уже без участия немецких специалистов.

Литература

- [1] Качур П.И., Глушко А.В. Валентин Глушко. Конструктор ракетных двигателей и космических систем. СПб.: Политехника, 2008. 760 с.
- [2] Избранные работы академика В.П. Глушко: в 3 ч. Химки: НПО «Энергомаш», 2008.
- [3] НПО «Энергомаш имени академика В.П. Глушко». Путь в ракетной технике / под ред. Б.И. Катормина. М.: Машиностроение, 2004. 488 с.
- [4] История развития отечественных ракетно-космических двигательных установок. Т. 5: Из серии «Развитие отечественной ракетно-космической науки и техники». М.: Столичная энциклопедия, 2018. 656 с.

The Role of German Specialists in Work on Creation of First Powerful Rocket Engines in OKB-456

Sudakov Vladimir Sergeevich

sudakov_vs@npomem.ru

JSC "NPO Energomash"

The work on the reproduction of the RD-100 liquid rocket engine for the R-1 rocket in OKB-456 in Khimki in 1946-1950 is considered. The main stages of the work are presented and the participation of German specialists in these works is described. The contribution of German specialists to the reproduction of the V-2 (A4) ballistic missile engine, which was made from domestic materials according to German design and technological documentation translated into Russian, is shown.

Keywords: liquid rocket engine, rocket, Germany, Glushko

References

- [1] Kachur P.I., Glushko A.V. Valentin Glushko. Konstruktor raketnykh dvigatelei i kosmicheskikh sistem [Valentin Glushko. Designer of rocket engines and space systems]. St. Petersburg, Politehnika Publ., 2008, 760 p. (In Russ.).
- [2] Izbrannye raboty akademika V.P. Glushko [Selected works of academician V.P. Glushko]: in 3 parts. Khimki, NPO "Energomash" Publ., 2008. (In Russ.).
- [3] NPO Energomash imeni akademika V.P. Glushko. Put' v raketnoi tekhnike [NPO Energomash named after Academician V.P. Glushko. The path in rocket technology]. Edited by B.I. Katormin. Moscow, Mashinostroenie Publ., 2004, 488 p. (In Russ.).
- [4] Istoriya razvitiya otechestvennykh raketno-kosmicheskikh dvigatel'nykh ustanovok. Vol. 5: Iz serii "Razvitie otechestvennoi raketno-kosmicheskoi nauki i tekhniki" [History of the development of domestic rocket and space propulsion systems. Vol. 5: From the series "Development of domestic rocket and space science and technology"]. Moscow, Stolichnaya entsiklopediya Publ., 2018, 656 p. (In Russ.).

УДК 629.78

Космическому проекту «Первый фобосоход» — 35 лет. Пионерские научно-технические задачи и оригинальные методы их решения

Хаханов Юрий Александрович

yury@hahanov.ru

Санкт-Петербургское отделение межрегиональной общественной организации
«Российская академия космонавтики имени К.Э. Циолковского»

Рассмотрен первый Фобосоход, его технические и функциональные характеристики. Представлены пионерские научно-технические задачи его создания и рассмотрены использованные оригинальные методы их решения. Проанализированы научные, конструкторские и технологические решения, а также опыт наземной отработки с точки зрения возможности использования этого задела для новых космических проектов. Сделан вывод, что Фобосоход — особый космический аппарат, перевернувший подходы к генерации технических идей и разработке оригинальных конструкторских решений.

Ключевые слова: Фобос, поверхность, подвижной аппарат, устройство сопряжения, научные эксперименты

Задача создания автономного аппарата для движения по поверхности Фобоса (спутник Марса) была сложной, на уровне фантастики. Но мы тогда думали, что нам любые задачи по плечу! Конечно, уже разработаны и реализованы первые в мире: Луноход-1, 2 (1970, 1973 гг.), микромарсоход (1971 г.) и ряд других научно-исследовательских самоходных шасси... Нас трудно было чем-то удивить и вот — первый Фобосоход (1986 г.) [1].

Большой научно-технический коллектив (главный конструктор А.Л. Кемурджиан) выполняя ТЗ, выданное нам НПО им. С.А. Лавочкина, приложил много творческих усилий, изобретательности, настойчивости при реализации этого уникального проекта (Ф–86).

Пионерские научные задачи требовали оригинальных методов их решения по всем направлениям: расчетно-теоретические подходы к обоснованию принципов перемещения по поверхности Фобоса, методы управления, алгоритмы работы, информационно-измерительная подсистема, научная аппаратура для научных исследований, методы испытаний, а также создание уникального наземного оборудования, программно-методического и метрологического обеспечения. Фобосоход (СА ПрОП–ФП — название по документации) имел следующие **технические характеристики:**

Масса, кг	40
Продолжительность работы, ч.....	3
Дальность радиосвязи, км	0,03...300
Кол-во телеметрических каналов	4
Кол-во передаваемых параметров	18
Источник энергии	гальванические элементы

Состав научной аппаратуры СА ПрОП – ФП:

- автоматический рентгено-флуоресцентный спектрометр для исследования химического состава поверхностного слоя грунта;
- магнитометр — каппаметр для измерения магнитных свойств грунта по полю остаточной намагниченности и магнитной восприимчивости;

- пенетрометр для исследования физико-механических свойств грунта;
 - гравиметр для измерения гравитационного поля;
 - измеритель температуры поверхностного слоя грунта;
 - индикатор электрического сопротивления грунта.
- По научной программе должно быть реализовано семь экспериментов на поверхности Фобоса [2–4]. Первый Фобосоход имел уникальные технические характеристики и в докладе представлен материал:
- об оригинальном способе передвижения в условиях натурной силы тяжести при эксплуатации (1/1000–1/2000g);
 - о методе определения физико-механических свойств (ФМС) и химического состава грунта, а также о научной аппаратуре и кратко о наземных испытаниях СА ПрОП – ФП (методы, оборудование и результаты).

Необходимо заметить что Фобосоход — это особый космический аппарат, который перевернул наши подходы к генерации технических идей и разработке оригинальных конструкторских решений.

Литература

- [1] Хаханов Ю.А. Аппарат для передвижения по поверхности Фобоса. Краткая история создания и техническое описание // XXXVI Академические чтения по космонавтике (Королёвские чтения – 2012): сб. тез. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2012. С. 171–172.
- [2] Sagdeev R.Z., Balebanov V.M., Zakharov A.V. The Phobos Project: Scientific Objectives and Experimental Method // *Astrophysics and space Physics reviews*. 1988. Vol. 6. Pt. 1. Pp. 3–63.
- [3] Сурков Ю.А., Москалева Л.П., Харюкова В.П. Гамма-излучение Марса, как индикатор элементного состава его пород // *Космические исследования*. 1992. Т. 30 (2). С. 262–274.
- [4] Сурков Ю.А., Москалева Л.П., Золотов М.Ю. Геохимия вещества поверхности Марса по данным КА «Фобос-2» // *Геохимия*. 1994. № 3. С. 358–366.

The First Phobosokhod Space Project is 35 Years Old. Pioneering Scientific and Technical Problems and Original Methods of their Solution

Khakhanov Yury Aleksandrovich

yury@hahanov.ru

St. Petersburg branch of the interregional public organization “ Russian Academy of Cosmonautics named after K.E. Tsiolkovsky”

The first Phobosokhod, its technical and functional characteristics are considered. The pioneering scientific and technical tasks of its creation are presented and the original methods used to solve them are considered. Scientific, design and technological solutions were analyzed, as well as ground-based testing experience in terms of the possibility of using this reserve for new space projects. It is concluded that the Phobosokhod is a special spacecraft that has turned the approaches to generating technical ideas and developing original design solutions.

Keywords: *Phobos, surface, mobile device, device, scientific experiments*

References

- [1] Khakhanov Yu.A. Apparatus dlya peredvizheniya po poverkhnosti Fobosa. Kratkaya istoriya sozdaniya i tekhnicheskoe opisanie [An apparatus for moving on the surface of Phobos. Brief history of creation and technical description]. XXXVI Akademicheskie chteniya po kosmonavtike (Korolev-

- skie chteniya – 2012) [XXXVI Academic Readings on cosmonautics (Korolev Readings – 2012)]: collection of abstracts. Moscow, BMSTU Press, 2012, pp. 171–172. (In Russ.).
- [2] Sagdeev R.Z., Balebanov V.M., Zakharov A.V. The Phobos Project: Scientific Objectives and Experimental Method. *Astrophysics and space Physics reviews*, 1988, vol. 6, pt. 1, pp. 3–63.
- [3] Surkov Yu.A., Moskaleva L.P., Kharyukova V.P. Gamma-izluchenie Marsa, kak indikator elementnogo sostava ego porod [Gamma radiation of Mars as an indicator of the elemental composition of its rocks]. *Kosmicheskie issledovaniya* [Space Research], 1992, vol. 30 (2), pp. 262–274. (In Russ.).
- [4] Surkov Yu.A., Moskaleva L.P., Zolotov M.Yu. Geokhimiya veshchestva poverkhnosti Marsa po dannym KA «Fobos-2» [Geochemistry of the substance of the surface of Mars according to the data of the spacecraft "Phobos-2"]. *Geokhimiya* [Geochemistry], 1994, no. 3, pp. 358–366. (In Russ.).

УДК 629.78

А.Л. Кемурджиан — руководитель, ученый, организатор, педагог, творец

Хаханов Юрий Александрович

yury@hahanov.ru

Санкт-Петербургское отделение межрегиональной общественной организации «Российская академия космонавтики имени К.Э. Циолковского»

Доклад посвящен Александру Леоновичу Кемурджиану — представителю плеяды выдающихся выпускников МВТУ им Н.Э. Баумана. 4 октября 2021 г. ему бы исполнилось 100 лет (1921–2021). А.Л. Кемурджиан — создатель научно-конструкторской школы инопланетного транспортного машиностроения, участник Великой Отечественной войны, создатель мобильного специального транспортного робота для ликвидации последствий аварии на Чернобыльской атомной станции, участник ликвидации последствий аварии на Чернобыльской атомной станции.

Ключевые слова: выпускники МВТУ им Н.Э. Баумана, научно-конструкторская школа инопланетного транспортного машиностроения, Александр Леонович Кемурджиан, мобильный специальный транспортный робот

XX в. богат не только удивительными научными открытиями, общественными событиями, но и появлением нового типа руководителей — организаторами крупных научно-технических проектов. Их выдвинули жизнь и общество, перед которым были поставлены грандиозные задачи. Сложные общественно-политические события сформировали таких людей, но главное — они были востребованы обществом, а также всей своей предшествующей жизнью были готовы встать во главе многих людей, специалистов, чтобы с успехом разрабатывать и реализовывать уникальные научно-технические проекты.

Талантливых людей в жизни можно встретить много, но таких уникальных, как Александр Леонович Кемурджиан, — единицы [1]. А.Л. Кемурджиан — один из представителей плеяды выдающихся выпускников МВТУ им. Н.Э. Баумана. Приходится только удивляться тому, каким разносторонним человеком он был:

- ученый, прекрасно умеющий сформулировать научные задачи как научно-технические, так и экспериментальные;
- прекрасный организатор по решению всего комплекса этих задач, удивительно грамотно мог расставить кадры и, по моим наблюдениям, почти сто процентное попадание (начальники отделов, лабораторий, конструкторских бюро,

секторов, участков, ответственные исполнители и большинство сотрудников подразделений);

- научный политик при решении многих научно-технических проблем, которые надо преодолеть на пути реализации как обычных проектов, так и оригинальных, уникальных проектов, которые никогда и никто не делал;

- дипломат во всем и везде, а без дипломатии в таких сложных сферах деятельности, как работа на Космос, просто не обойтись (много неопределенности, неоднозначности, сомнений, большая зона незнаний, жесткие сроки по выполнению задач). Можно сказать, что Александр Леонович — мастер этой науки, на уровне высшего пилотажа;

- педагог от Бога: умело, дальновидно подбирал учеников и грамотно учил сотрудников, ненавязчиво, мудро;

- психолог во всех тонкостях этой профессии, начиная от владения всеми красками и интонациями голоса, исключительной манерой поведения в зависимости от типа людей, конкретной ситуации и заканчивая владением утонченной методикой применения законов психологии;

- творец в технике, занимался увлеченно поэтическим и музыкальным творчеством.

В настоящее время необходимо создать школу главных конструкторов. Уже многое потеряно, но восполнив необходимые знания и умения, можно двигаться дальше. Это касается технологии создания знаний, поиска и учебы лидеров, организации коллектива, нацеленного на решение научной проблемы и ее реализации. Данная тема очень актуальна. Необходимо осмыслить научный фундамент, на котором созданы пионерские научные направления, например, инопланетное транспортное машиностроение [2–4], в частности, системы движения по поверхности других планет при их дистанционном управлении с Земли.

На современном этапе развития цивилизации значительно возросла актуальность проблемы взаимодействия в системе личность — общество — наука — государство.

Трудом коллектива под руководством А.Л. Кемурджиана был создан большой научно-технический задел для будущих проектов во всем мире, и это вселяет оптимизм!

Литература

- [1] Хаханов Ю.А. Главный конструктор А.Л. Кемурджиан и его научная школа // XXVII Академические чтения по космонавтике, посвященные памяти С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых — пионеров освоения космического пространства. Секция 1. Исследование научного творчества пионеров освоения космического пространства. (Москва, 29 января – 4 февраля 2003). М.: Российская академия наук, 2003. URL: <http://old.ihst.ru/~akm/031t.pdf> (дата обращения 12.12.2021).
- [2] Хаханов Ю.А. Научная школа МВТУ им Н.Э. Баумана у истоков инопланетного транспортного машиностроения // XXXIII Академические чтения по космонавтике, посвященные памяти С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых — пионеров освоения космического пространства. Секция 1. Исследование научного творчества пионеров освоения космического пространства. (Москва, 26 января – 1 февраля 2009). М.: Российская академия наук, 2009. С. 89–91. URL: <http://old.ihst.ru/~akm/1t33.pdf> (дата обращения 12.12.2021).
- [3] Хаханов Ю.А. Планетоходы и Бауманцы // XXXIV Академические чтения по космонавтике, посвященные памяти С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых — пионеров освоения космического пространства. Секция 14. Аэрокосмическое образование и проблемы

молодежи. (Москва, 26–29 января 2010). М.: Российская академия наук, 2010. С. 395–396. URL: <http://old.ihst.ru/~akm/34t14.pdf> (дата обращения 12.12.2021).

- [4] Передвижная лаборатория на Луне Луноход-1 / отв. ред. А.П. Виноградов. М.: Наука, 1971. Т. 1. 128 с.

A.L. Kemurjian as a Leader, Scientist, Tasks Manager, Teacher and Creator

Khakhanov Yury Aleksandrovich

yury@hahanov.ru

St. Petersburg branch of the interregional public organization "

Russian Academy of Cosmonautics named after K.E. Tsiolkovsky"

The report is dedicated to Alexander Leonovich Kemurgian, a representative of the galaxy of outstanding graduates of the Bauman Moscow State Technical University. On October 4, 2021, he would have turned 100 years old (1921-2021). A.L. Kemurjian is the creator of the scientific and design school of alien transport engineering, a participant in the Great Patriotic War, the creator of a mobile special transport robot for the elimination of the consequences of the accident at the Chernobyl nuclear power plant, a participant in the elimination of the consequences of the accident at the Chernobyl nuclear power plant.

Keywords: *graduates of the Moscow Higher Technical School named after N.E. Bauman, Scientific and Design School of Alien Transport Engineering, Alexander Leonovich Kemurgian, mobile special transport robot*

References

- [1] Khakhanov Yu.A. Glavnyy konstruktor A.L. Kemurdzhian i ego nauchnaya shkola [Chief designer A.L. Kemurgian and his scientific school]. Proceedings of the XXVII Academic readings on Cosmonautics dedicated to the memory of S.P. Korolev and other outstanding Russian scientists — pioneers of space exploration. Section 1. Research of scientific creativity of pioneers of space exploration. (Moscow, January 29 – February 4, 2003). Moscow, Russian Academy of Sciences Press, 2003. Available at: <http://old.ihst.ru/~akm/031t.pdf> (accessed December 12, 2021). (in Russ.).
- [2] Khakhanov Yu.A. Nauchnaya shkola MVTU im N.E. Baumana u istokov inoplanetnogo transportnogo mashinostroeniya [Scientific School of the Bauman Moscow State Technical University at the origins of extraterrestrial transport engineering]. Proceedings of the XXXIII Academic readings on Cosmonautics dedicated to the memory of S.P. Korolev and other outstanding Russian scientists — pioneers of space exploration. Section 1. Research of scientific creativity of pioneers of space exploration. (Moscow, January 26 – February 1, 2009). Moscow, Russian Academy of Sciences Press, 2009, pp. 89-91. Available at: <http://old.ihst.ru/~akm/1t33.pdf> (accessed December 12, 2021). (in Russ.).
- [3] Khakhanov Yu.A. Planetokhody i Baumantsy [Planetohods and Baumans]. Proceedings of the XXXIV Academic readings on cosmonautics, dedicated to the memory of S.P. Korolev and other outstanding Russian scientists — pioneers of space exploration. Section 14. Aerospace education and youth issues. (Moscow, January 26–29, 2010). Moscow, Russian Academy of Sciences, 2010, pp. 395–396. Available at: <http://old.ihst.ru/~akm/34t14.pdf> (accessed December 12, 2021). (in Russ.).
- [4] Vиноградов А.П. (red). Peredvizhnaya laboratoriya na Lune Lunokhod-1 [Mobile laboratory on the Moon Lunokhod-1. Ed. by А.П. Vinogradov]. Moscow, Nauka Publ., 1971. Vol. 1. 128 p. (in Russ.).

УДК 531.8

Жуковский — имя-символ! К 175-летию со дня рождения

Шкапов Павел Михайлович

spm2@bk.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

В докладе, посвященном 175-летию со дня рождения Николая Егоровича Жуковского, показана неразрывная связь научных работ великого русского ученого и созданных им и его учениками и последователями научных школ не только с развитием авиации, но и созданием фундамента для первых шагов человечества в освоении космоса. Жуковский изменил роль науки, поставив ее на служение технике. Он навсегда останется в истории человечества как «отец русской авиации».

Ключевые слова: Николай Егорович Жуковский, механика, авиация, космонавтика

Выпускник Императорского московского университета (ИМУ) Н.Е. Жуковский начал работу в Императорском московском техническом училище (ИМТУ) в январе 1872 г. преподавателем на кафедре математики. В 1878/79 учебном году (после защиты магистерской диссертации (1876) и кратковременной поездки за границу) Николай Егорович начал читать в ИМТУ самостоятельный курс теоретической механики, став основателем одноименной кафедры, которой он руководил в течение 43 лет (до 1921 г.). В 1878 г. основателю кафедры теоретической механики было всего около 30 лет, но его фундаментальная математическая подготовка, научный и явный педагогический таланты были замечены и поддержаны Педагогическим советом ИМТУ, доверившим ему кафедру и назначившим его на должность сверхштатного профессора еще до защиты докторской диссертации. И это было только начало.

Педагогическая работа на протяжении всей жизни была неотъемлемой частью многогранной деятельности великого ученого. В ней он видел создание фундамента для развития науки, техники и практической реализации результатов исследований для пользы России и человечества в целом.

Н.Е. Жуковский считал великой честью для себя преподавать в двух крупнейших учебных заведениях России — ИМТУ и ИМУ. По его приглашению многие его ученики, а также профессора из Московского университета читали лекции по механике и другим предметам в ИМТУ, а к работам в лабораториях университета привлекались студенты и инженеры из технического училища. Это было время наиболее тесного взаимообогащающего взаимодействия классического университета и высшего технического училища [1].

Наиболее известные результаты научных исследований Жуковского были достигнуты в области аэро- и гидродинамики. По сути, он стал основателем прикладного направления исследований в этой области, соединив теорию с экспериментальными исследованиями и практическими выводами для развития воздушного и водного транспорта, проектирования и эксплуатации водных сетей. Около ста работ были написаны им по данному направлению, а еще почти такое же количество составили классические работы в области теоретической механики, теории гироскопии и управления движением, прикладной механики. И их нельзя оторвать друг от друга, когда мы говорим в целом об исследованиях в области авиации. Через авиацию, как известно, и пролегла дорога в космос!

Выдающиеся организаторские способности Н.Е. Жуковского проявлялись в объединении крупных сил исследователей на ключевых направлениях науки для решения насущных технических задач. Являясь признанным лидером во многих разделах механики, он всячески поддерживал самостоятельные практические и научные устремления своих коллег и учеников, проводил большую просветительскую работу в обществе, оценивал и популяризировал наиболее значимые достижения коллег-механиков и естествоиспытателей.

А начиналось все в знаменитом «воздухоплавательном кружке» Н.Е. Жуковского в ИМТУ, из членов которого в дальнейшем вышли знаменитые авиаконструкторы, моторостроители, аэродинамики, расчетчики и прочнисты: А. Туполев и А. Архангельский, Б. Юрьев и В. Ветчинкин, А. Микулин, Б. Стечкин и многие другие. Николай Егорович организовывал и направлял их работу, доверяя их результатам исследований и экспериментов, на которые он полностью полагался в своих работах.

Именно с помощью этих молодых в то время энтузиастов: студентов, ученых и инженеров решались задачи разработки аэродинамических труб и проведения экспериментов на них, проводились конструкторские проработки крыльев и винтов, затем самолетов, аэросаней, геликоптеров. Все это подчинялось разрабатываемым регламентам по расчету на прочность, управляемость, безопасность изделий. Без всего этого не могло бы развиваться и ракетостроение и космонавтика в целом, представляющая новый шаг в развитии науки и техники [2–4].

В качестве прямого развития результатов, полученных Н.Е. Жуковским еще в доавиационную эпоху на грани XIX и XX веков, приведем только три примера, важных для развития и авиации и космонавтики.

Знаковым результатом в воздухоплавании считается известная формула для подъемной силы крыла, вобравшая в себя результаты кропотливого теоретического и экспериментального исследования условий обтекания тел. Эта формула, вместе с теорией вихревого обтекания, явилась отправной точкой для расчета сил взаимодействия тел с обтекаемым потоком газа или жидкости. Учение о вихревом характере обтекания тел и сейчас является краеугольным камнем современной аэрогидродинамики. Развитие на основе этой модели подходы и позволяют рассчитывать современные летательные аппараты, в том числе аэрокосмические челноки, крылатые ракеты [2].

Исследование Н.Е. Жуковским вопросов гидроудара, имеющих первоначально узкопрактическую ценность для гидравлических сетей городского хозяйства, для жидкостных ракет имеет столь же значимый результат. Разветвленная сеть топливных магистралей многокамерных двигательных установок жидкостных ракет и разгонных блоков, работающих по программам запуска в разных условиях, также подлежит расчетам для предотвращения нежелательных последствий от гидроударов и волновых процессов в топливных магистралах [2, 3].

Одна из самых известных работ Жуковского, выдвинувшая его имя в ряд мировых авторитетов в области гидромеханики, посвящена динамике тел с полостями, заполненными капельной жидкостью. При этом написание ее, в отличие от других работ Николая Егоровича, не было связано с практическими потребностями того времени, а явилось самореализацией накопленного ученым к тому времени научного творческого потенциала. Несколько позже вопросы, затронутые в ней, получили значительную актуальность для перевозок углеводородов, учету динамики жидкостных ракет с топливными баками, космических аппаратов с запасами жидкости [3].

Основоположник прикладной аэро- и гидродинамики, создатель ЦАГИ, председатель Московского математического общества, профессор Императорского московского технического училища и Московского университета, Ученый и Учитель с большой буквы Николай Егорович стал безусловным символом России. Поэтому не случайно, что на открытии Сочинской олимпиады 2014 года в импровизированном алфавите русского языка букве Ж открылось закономерное соответствие — ЖУКОВСКИЙ!

Литература

- [1] Космодемьянский А.А. Н.Е. Жуковский — отец русской авиации. М.: Военное издательство, 1952. 136 с.
- [2] Н.Е. Жуковский. М.: ФГУП ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, 2007. 274 с.
- [3] Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение. Выпуск, посвященный 150-летию со дня рождения Н.Е. Жуковского. 1996. № 4. 130 с.
- [4] Колесников К.С. Динамика ракет. М.: Машиностроение, 2003. 520 с.

Zhukovsky — the Name is a Symbol! To the 175th Anniversary of His Birth

Shkapov Pavel Mihajlovich

spm2@bk.ru

BMSTU

The report, dedicated to the 175th anniversary of the birth of Nikolai Yegorovich Zhukovsky, shows the inextricable link between the scientific works of the great Russian scientist and the scientific schools created by him and his students and followers, not only with the development of aviation, but also with the creation of the foundation for the first steps of mankind in space exploration. He changed the role of science, placing it at the service of technology, and will forever remain in the history of mankind as the Father of Russian aviation.

Keywords: *Nikolay Yegorovich Zhukovsky, mechanics, aviation, cosmonautics*

References

- [1] Kosmodem'yanskii A.A. N.E. Zhukovskii — otets russkoi aviatsii [N.E. Zhukovsky — the father of Russian aviation]. Moscow, Voennoe izdatel'stvo Publ., 1952, 136 p. (In Russ.).
- [2] N.E. Zhukovskii. Moscow, FGUP TsAGI im. prof. N.E. Zhukovskogo Publ., 2007, 274 p. (In Russ.).
- [3] Vestnik MGTU im. N.E. Bauman. Ser. Mashinostroenie. Vypusk, posvyashchennyi 150-letiyu so dnya rozhdeniya N.E. Zhukovskogo [Bulletin of the Bauman Moscow State Technical University. Ser. Mechanical Engineering. Issue dedicated to the 150th anniversary of the birth of N.E. Zhukovsky], 1996, no. 4, 130 p. (In Russ.).
- [4] Kolesnikov K.S. Dinamika raket [Dynamics of rockets]. Moscow, Mashinostroenie, 2003, 520 p. (In Russ.).



Секция 2. ЛЕТАТЕЛЬНЫЕ АППАРАТЫ. ПРОЕКТИРОВАНИЕ И КОНСТРУКЦИЯ

УДК 629.7.017

Мероприятия по устранению неравномерности выработки топлива на опытных самолетах с двигателями разных серий

Агеев Артём Геннадьевич

snaker-tema@mail.ru

ПАО «Туполев»

Цуканов Илья Романович

Tsukanov.ilya555@yandex.ru

ПАО «Туполев»

Жданов Анатолий Вадимович

AnatolyZhdanov1990@yandex.ru

ПАО «Туполев»

Выявлены возможные негативные последствия при установке на опытные самолеты двигателей разных серий с отличными друг от друга показателями удельного расхода топлива и тяги на крейсерском режиме работы. Выполнен сравнительный анализ часовых расходов топлива двигателей ПС-90А и ПС-90А3 на примере самолета Ил-76МД. Для повышения уровня безопасности выполнения полетов модернизируемых образцов авиационной техники, предложен ряд технических решений и мероприятий для устранения и парирования последствий неравномерности выработки топлива.

***Ключевые слова:** летные испытания, удельный расход топлива, топливная система, крен самолета*

В настоящее время разрабатываются новые образцы авиационной техники (АТ) разных классов. При этом далеко не всегда речь идет о совершенно новых проектах, зачастую осуществляется развитие и модернизация уже имеющихся образцов АТ, находящихся в эксплуатации.

Такой подход имеет известные и очевидные преимущества. Промышленность может использовать готовые изделия и новые компоненты, а также совершенствовать их за счет современных технологий. Итогом этого становится образец с высокими техническими характеристиками, отвечающий заданным в техническом задании на изделие требованиям, и актуальный для применения в авиации.

В рамках модернизации изделий АТ решается, в том числе, задача увеличения максимальной дальности полёта без дозаправки, что в свою очередь достигается установкой на самолет модернизированных двигателей новой серии с уменьшенным удельным расходом топлива по сравнению с двигателями предыдущих серий.

Однако в связи с необходимостью выполнения работ по модернизации АТ в установленный срок возможно возникновение ситуации, при которой на один самолёт на период испытаний могут устанавливаться двигатели разных серий.

Такой подход может стать причиной авиационных происшествий и возникновение сложных ситуаций в процессе выполнения испытательных полетов, в частности,

из-за разного удельного расхода топлива двигателями разных серий, в результате чего выработка топлива с левого и с правого борта самолета будет происходить неравномерно, вызывая разницу моментов из-за разницы топлива по бортам и создавая дополнительный крен.

Также при значительной разнице моментов между левым и правым бортом, вызванной неравномерной выработкой, экипаж не сможет парировать эту разницу стабилизацией по крену для выравнивания самолета в линию полёта. В результате чего при возникновении на борту отказа двигателя вплоть до его останова (из-за пожара, помпажа или других отказных ситуаций), возможно неконтролируемое и неуправляемое сваливание самолета в сторону с большим количеством топлива из-за разницы его выработки, что может привести к потере опытного летательного аппарата.

Разберем на примере самолета Ил-76МД, который оборудован 4 двигателями ПС-90А, как повлияет установка на один из его бортов двигателя ПС-90А серии 3 — ПС-90А3, на разность выработки топлива по бортам.

Для двигателя ПС-90А удельный расход топлива составляет 0,629 кг/(кгс·ч) при тяге 4050 кгс на крейсерском режиме работы (0,85 от номинального) [1]. Соответственно часовой расход топлива двигателя ПС-90А на указанном режиме составит 2548 кг/ч.

Для двигателя ПС-90А3 удельный расход топлива составляет 0,6 кг/(кгс·ч) при тяге 3500 кгс на крейсерском режиме работы (0,85 от номинального) [1]. Соответственно часовой расход топлива двигателя ПС-90А3 на указанном режиме составит 2100 кг/ч.

При выполнении испытательных полетов без нагрузки, максимальная дальность полёта Ил-76МД с двигателями ПС-90А может достигать до 9700 км. Если предположить, что самолет будет совершать испытательный перелет на расстояние 5000 км со средней скоростью 735 км/ч (крейсерский режим) — итоговое время полета составит 6,8 ч. Соответственно расход крейсерского полета для одного двигателя серии 1 равен 17 156 кг, а для двигателя серии 3 — 14 285 кг. Разница в расходе двигателей ПС-90А и ПС-90А3 составит 2871 кг, при этом дополнительный крутящий момент на каждые 10 м длины крыла — 28 710 Н·м.

Учитывая, что стабилизация самолета по крену обеспечивается управлением элеронами с заранее рассчитанной площадью поверхности, создавая разницу подъемных сил на левом и правом борту, этой поправки может не хватить для парирования экипажем крена в сторону обратную крутящему моменту, особенно при вышеописанных отказных ситуациях двигателя.

Для парирования неравномерности выработки топлива на правом и левом борту при установке на опытный самолет двигателей различных серий, предлагается:

1. Установка двигателей разных серий симметрично (по бортам) на самолетах с четырьмя двигателями.

2. Недопустимость установки двигателей разной серий на самолетах с двумя двигателями.

3. Для набора и анализа статистики о разнице расхода топлива по бортам и для возможности внесения корректировок в летную программу, устанавливая на период испытаний датчики-расходомеры в топливном трубопроводе между расходным баком и двигателем для регистрации системой бортовых измерений секундного (мгновенного) расхода топлива каждого двигателя.

4. Реализация в программном обеспечении топливной автоматики возможности управления кранами перекрестного питания вручную при работе автомата расхода

в автоматическом режиме без перехода в ручной режим работы автомата расхода, что в большинстве случаев сопровождается аппаратной доработкой блоков управления, поэтому требует принятия решения на этапе эскизного проекта или на этапе согласования рабочей конструкторской документации, для снижения издержек при будущих корректировках.

5. Реализация в программном обеспечении топливной автоматики алгоритмов для автоматического включения топливных насосов для перекачки топлива между бортами в зависимости от объема топлива [2, 3].

6. Предусмотреть возможность аварийного сброса топлива только с одного борта.

7. Прокладка топливной трассы между бортами для перекрестного питания не только расходных баков, но и очередных баков [2–4].

8. Для повышения ситуационной осведомленности летчиков выводить в кадр топливной системы значения о суммарной массе топлива для левого и правого борта по отдельности [2, 3].

Неравномерность выработки топлива между левым и правым бортами опытных самолетов при выполнении испытательных полетов обусловлена установкой на борт двигателя новой серии с меньшим удельным расходом по сравнению с двигателями предыдущей серии. Предложенные в пп. 1–8 технические решения парируют выявленный недостаток опытных образцов авиационной техники.

Литература

- [1] АО «ОДК-Авиадвигатель». URL: <https://avid.ru/avia/> (дата обращения 02.11.2021).
- [2] Епифанов С.В., Рыженко А.И., Цуканов Р.Ю. Авиационные топливные системы. Харьков: Нац. аэро-косм. ун-т им. Н.Е. Жуковского, 2018. 558 с.
- [3] Лещинер Л.Б., Ульянов И.Е., Тверецкий В.А. Проектирование топливных систем самолетов. М.: Машиностроение, 1991. 320 с.
- [4] Ефимов В.В., Ефимова М.Г., Чернигин К.О. Конструкция и прочность самолета. Крыло. М.: ИД Академии Жуковского, 2018. 76 с.

Measures to Eliminate Uneven Fuel Production on Prototype Aircraft with Engines of Different Series

Ageev Artem Gennadevich

snaker-tema@mail.ru

Tupolev PJSC

Tsukanov Ilya Romanovich

Tsukanov.ilya555@yandex.ru

Tupolev PJSC

Zhdanov Anatoly Vadimovich

AnatolyZhdanov1990@yandex.ru

Tupolev PJSC

Possible negative consequences during installation were identified on a prototype aircraft of engines of different series with different indicators of specific fuel consumption and thrust in cruise operation. Execution analysis of hourly consumptions of PS-90A and PS-90A3 engines using the example of the Il-76MD aircraft. To improve the safety of flights of the modernized aircraft models, a number of technical solutions and measures have been proposed to eliminate and counter the consequences of uneven fuel production.

Keywords: flight tests, Specific fuel consumption, fuel system, Aircraft roll

References

- [1] AO "ODK-Aviadvigatel" ["ODK-Aviadvigatel"]. Available at: <https://avid.ru/avia/> (accessed November 2, 2021). (In Russ.).
- [2] Epifanov S.V., Ryzhenko A.I., Tsukanov R.Yu. Aviatsonnyye toplivnyye sistemy [Aviation fuel systems]. Khar'kov, Nats. aero-kosm. un-t im. N.E. Zhukovskogo Publ., 2018, 558 p. (In Russ.).
- [3] Leshchiner L.B., Ul'yanov I.E., Tveretskii V.A.. Proektirovanie toplivnykh sistem samoletov [Aircraft fuel system design]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1991, 320 p. (In Russ.).
- [4] Efimov V.V., Efimova M.G., Chernigin K.O. Konstruktsiya i prochnost' samoleta. Krylo [Aircraft design and strength. Wing]. Moscow, ID Akademii Zhukovskogo, 2018, 76 p. (In Russ.).

УДК 629.78

Повышение эффективности активной системы терморегулирования рефлектора крупногабаритной спутниковой антенны

Ажевский Ярослав Анатольевич

azhevsky.yaroslav@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Просунцов Павел Викторович

pavel.prosuntsov@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Выполнена оценка эффективности использования углеродных нагревательных элементов, примененных для повышения термостабильности спутниковой антенны радиолокатора космического базирования. Проведено моделирование радиационно-кондуктивного теплообмена конструкции рефлектора при его полете на низкой околоземной орбите. Исследовано влияние настройки системы управления углеродными нагревательными элементами на температурное состояние рефлектора и показана их связь с уровнем термических деформаций. Предложено для повышения эффективности работы активной системы терморегулирования рефлектора использовать адаптивное управление мощностью и установить на его тыльной стороне слой экранно-вакуумной тепловой изоляции.

Ключевые слова: радиолокационная съемка, дистанционное зондирования Земли, активная система терморегулирования, трехслойные панели, углепластик, орбитальный нагрев, углеродный нагреватель

Дистанционное зондирование Земли (ДЗЗ) является одним из самых перспективных направлений науки и техники в области гражданского космоса. Наблюдение за наземными объектами и явлениями, определение их пространственных координат и параметров движения, контроль и быстрое реагирование на различного рода ситуации актуальны для многих сфер промышленности и позволяют, например, вовремя получить необходимую информацию для своевременного реагирования на возникновение и развитие природных катастроф [1].

Для целей ДЗЗ используются радиолокационные системы (РЛС) наблюдения, работающие в частотном диапазоне от 3 кГц до 300 ГГц, что дает им конкурентное преимущество перед другими технологиями контроля земной поверхности.

Основным достоинством РЛС при использовании в системах ДЗЗ, является тот факт, что распространение радиоволн в однородной среде достаточно стабильно,

и никак не зависит от времени суток и от времени года. Следовательно, ухудшение условий оптической видимости, обусловленных изменениями погодных условий, таких как, уровень освещенности, дождь, снег, туман, не нарушает работоспособность РЛС ДЗЗ и не влияют на успешность выполнения решаемой задачи.

С развитием техники и технологий меняются требования к качеству получаемой при помощи ДЗЗ информации. Если ранее ее основу, составляли снимки с низким разрешением, получаемые оптическими системами, то в настоящее время РЛС ДЗЗ, что позволяет получать цифровые снимки земной поверхности сверхвысокого качества с разрешением на уровне 50×50 см.

К настоящему времени наиболее перспективным направлением исследований в области РЛС ДЗЗ является использование миллиметровых длин волн (частотный диапазон 45...75 ГГц). Данный диапазон позволяет получать снимки высокой четкости и для него в гражданских отраслях промышленности создан необходимый технический задел [2].

Высокая частота работы антенно-фидерного устройства резко ужесточает требования к уровню конструктивного совершенства радиолокаторов космического базирования. Допустимое отклонение поверхности рефлектора от расчетного значения не должно превышать $\Delta = \Lambda/8$ (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 вследствие его неоднородного освещения Солнцем в полете [3].

С целью исследования возможностей повышения термостабильности конструкций был разработан модельный вариант углепластикового рефлектора радиолокационного антенного комплекса, представляющий собой часть параболоида вращения размером $1,5 \times 2,5$ м с реберной структурой в виде композитных трехслойных панелей.

Для рассматриваемого объекта на платформе Siemens Simcenter 3D с решателями Simcenter Space Systems Thermal и Simcenter Nastran проведен анализ теплового и деформированного состояния зеркала рефлектора, при его полете по низкой околоземной орбите [4].

Результаты моделирования показали, что использование традиционной реберной структуры не позволяет добиться необходимых результатов по уровню стабильности формы и размеров рассматриваемого рефлектора. В связи с этим для достижения необходимых уровней термических деформаций, обеспечивающих надежную работу радиолокационного комплекса, было предложено использовать комбинированный подход. Он заключается в совместном использовании традиционной развитой системы ребрения и оригинальной системы локального нагрева отдельных участков рефлектора, которая служит для снижения уровня перепада температуры на поверхности конструкции. В качестве устройства для локального нагрева температуры на поверхности антенного зеркала предложено использовать углеродный нагревательные элементы. Таким образом, речь идет о создании активной системы терморегулирования (АСТР), которая включает в себя сами углеродные нагреватели, средства контроля температурного состояния рефлектора и методы управления работой нагревателей.

При создании подобной системы термостабилизации рефлектора необходимо решить вопрос выбора рациональной схемы размещения и мощности подобных нагрева-

телей. Было проведено моделирование температурного состояния рефлектора при использовании сеточной схемы их размещения с варьированием шага и суммарной мощности системы нагревателей в диапазоне от 1000 до 4000 Вт. Проведенное численное моделирование показало, что применение данной АСТР, позволяет снизить перепад температур на рабочей поверхности рефлектора со 102 до 32 К, а также уменьшить уровень термических перемещений поверхности рефлектора с 1,78 до 0,48 мм.

Поскольку, энергопотребление АСТР напрямую влияет на массу конструкции космического аппарата, выводимого на орбиту Земли, то для повышения энергоэффективности данного метода предложено установить на тыльной стороне рефлектора слой ЭВТИ с толщиной 10 мм. Данная величина теплоизоляционного слоя выбрана на основе численного моделирования и позволяет снизить перепад температуры на отражающей поверхности рефлектора, рассматриваемой модели, вплоть до 40 К без использования АСТР. Также показана перспективность применения адаптивного управления работой нагревательных элементов, что требует разработки специальных программ управления.

Литература

- [1] Верба В.С. Радиолокационные системы землеобзора космического базирования. М.: Радиотехника, 2010. 680 с.
- [2] Меньшаков Ю.К. Техническая разведка из космоса. М.: Academia, 2013. 656 с.
- [3] Резник С.В., Просунцов П.В., Новиков А.Д. Перспективы повышения размерной стабильности и весовой эффективности рефлекторов зеркальных космических антенн из композиционных материалов // Известия вузов. Сер. Машиностроение. 2018. Т. 694, № 1. С. 71–83.
- [4] Siemens Simcenter 3D. Available at: <https://www.plm.automation.siemens.com/global/ru/products/simcenter/simcenter-3d.html> (accessed November 11, 2021).

Improving of the Large Sized Satellite Antenna Reflector Thermal Control System Efficiency

Azhevskiy Yaroslav Anatolievich azhevsky.yaroslav@mail.ru
BMSTU

Prosuntsov Pavel Victorovich pavel.prosuntsov@mail.ru
BMSTU

In this paper we assessed the efficiency of using carbon heating elements to increase the satellite antenna space-based radar thermal stability. We carried out the modeling of reflector structure radiation-conductive heat transfer during its flight in low Earth orbit. Also we analysed and showed the relationship between carbon heating elements temperature control system tuning options and the reflector temperature state and thermal deformations. According to the research results we proposed to use adaptive power settings to improve reflector's temperature control system efficiency and also install a multi-layer insulation on its back side.

Keywords: radar survey, Earth remote sensing, active thermal control system, sandwich panels, carbon fiber reinforced plastic, orbital heating, carbon heater

References

- [1] Verba V.S. Radiolokatsionnye sistemy zemleobzora kosmicheskogo bazirovaniya [Space-based ground survey radar systems]. Moscow, Radiotekhnika Publ., 2010, 680 p. (In Russ.).

- [2] Men'shakov Yu.K. *Tekhnicheskaya razvedka iz kosmosa* [Technical reconnaissance from space]. Moscow, Academia Publ., 2013, 656 p. (In Russ.).
- [3] Reznik S.V., Prosuntsov P.V., Novikov A.D. *Perspektivy povysheniya razmernoj stabil'nosti i vesovoi effektivnosti reflektorov zerkal'nykh kosmicheskikh antenn iz kompozitsionnykh materialov* [Prospects for increasing the dimensional stability and weight efficiency of reflectors of mirror space antennas made of composite materials]. *Izvestiya vuzov. Ser. Mashinostroenie*, 2018, vol. 694, no. 1, pp. 71–83. (In Russ.).
- [4] Siemens Simcenter 3D. Available at: <https://www.plm.automation.siemens.com/global/ru/products/simcenter/simcenter-3d.html> (accessed November 11, 2021).

УДК 629.7.07

Сравнительный анализ вариантов возвращаемых экспедиций на астероиды

Ахмедов Муслим Ринатович

muslim33@yandex.ru

МГУ имени М.В. Ломоносова

Рассмотрена проблема межпланетной транспортировки в проектах возвращаемых экспедиций на астероиды. Предложены алгоритм и программное обеспечение для расчета оптимальных траекторий и распределения массы частей межпланетного комплекса. Представлены результаты расчета вариантов комплекса с различными видами маршевых двигателей, топлива и рабочего тела. Исследовано влияние некоторых параметров на транспортную эффективность. Сделаны выводы о том, развитие каких технологий необходимо для воплощения проектов.

Ключевые слова: межпланетные полеты, оптимизация траектории, транспортная космическая система, астероиды

Проекты межпланетных экспедиций, особенно возвращаемых, обнаруживают сильную зависимость от ракетной техники, которая должна обеспечить сообщение с Луной, Марсом, астероидами и точками Лагранжа в системе Луна-Земля [1–3]. В этом отношении астероиды – типичные цели, поскольку достижение Луны и Марса требует соизмеримых энергозатрат, и полученные результаты, таким образом, отражают общую проблему.

Ключевой характеристикой межпланетных комплексов является транспортная эффективность, под которой здесь понимается отношение полезной нагрузки к стартовой массе комплекса на околоземной орбите. Большая стартовая масса — основное препятствие в реализации подобных проектов. Представляют интерес концептуальные исследования с определением массы частей комплекса и запасов топлива, позволяющие выбрать близкие к реальности варианты и оценить главную часть затрат, связанную с доставкой на орбиту [4–6].

Основная масса межпланетного комплекса приходится на баки с топливом, потребный запас которого зависит от баллистической схемы экспедиции — формы траектории, дат старта и прилета. Актуален поиск схем с минимальным расходом топлива. Оптимальные схемы не являются отвлеченным математическим результатом, а зависят, в свою очередь, от концепции экспедиции. Предложен алгоритм, позволяющий совместно находить оптимальную баллистическую схему и массу основных частей комплекса, включая запас топлива (рабочего тела) при заданной концептуальной схеме [7, 8].

Согласно алгоритму траектория полета задается совокупностью варьируемых параметров, которые определяют импульсы разгона и торможения [9]. Значения импульсов дают возможность найти относительный расход топлива, а вместе с ним стартовую массу комплекса и его частей. При этом считаются заданными состав комплекса, а также масса полезной нагрузки, типовых и некоторых функциональных элементов. Для нахождения массы остальных частей используются математические зависимости. Вариацией параметров траекторий достигается минимум стартовой массы. Принимаются в расчет гравитационные потери, проблема которых актуальна для тяжелых космических аппаратов. Гравитационные потери рассчитываются, в том числе, для вариантов разгона с использованием промежуточных эллиптических орбит.

В качестве примера представлены результаты оптимизационного расчета возвращаемой экспедиции на астероид 1989 ML. В составе межпланетного комплекса предусмотрены служебный модуль (20 т), спускаемый аппарат для экипажа (5 т), спускаемый контейнер (10 т) для полезного груза (20 т), исследовательское оборудование (10 т), энергоустановка (5 т), два разгонных блока с ракетными двигателями и топливом. К Земле возвращаются служебный модуль, спускаемый аппарат и контейнер. Последние, как предполагается, совершают аэродинамическое торможение в атмосфере Земли и посадку, возможно, с предварительным выходом на околоземную орбиту. По результатам оптимизационного расчета минимальная стартовая масса межпланетного комплекса для экспедиции во временном окне 2035 года составляет: 2940 т при использовании ЖРД и сжиженного природного газа (СПГ) в сочетании с кислородом в качестве топливной пары; 1050 т — ЖРД и пары водород-кислород; 2810 т — ЯРД с водой в качестве рабочего тела; 290 т — ЯРД и водорода. Алгоритм позволяет оценить стартовую массу комплекса с ЭРД: 100–150 т с сильной зависимостью от продолжительности экспедиции.

Исследована возможность снижения стартовой массы комплекса путем выбора другого временного окна для старта, изменения срока пребывания на астероиде, а также сокращения дополнительного запаса топлива (гарантийного запаса и невырабатываемого остатка). Исследована возможность увеличения массы полезного возвращаемого груза, определено ее влияние на стартовую массу межпланетного комплекса и транспортную эффективность.

Учитывая, что рекордная грузоподъемность ракет-носителей сверхтяжелого класса, как существовавших, так и разрабатываемых, находится в интервале от 100 до 150 т, сделан вывод, что для воплощения проектов возвращаемых экспедиций на астероиды (а также на Луну и на Марс) необходимо развитие нескольких ключевых технологий: космических ядерных энергоустановок мегаваттного класса, ядерных ракетных двигателей с водородом в качестве рабочего тела, технологий жидкого водорода, ракет-носителей сверхтяжелого класса с низкой удельной стоимостью выведения полезной нагрузки.

Литература

- [1] Пилотируемая экспедиция на Марс. Коротеева А.С. ред. М.: Российская академия космонавтики им. К.Э. Циолковского, 2006. 320 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] Косенко А.Б., Синявский В.В. Технико-экономическая эффективность использования многоразового межорбитального буксира на основе ядерной электроракетной двигательной установки для обеспечения больших грузопотоков при освоении Луны // Космическая техника и технологии. 2013. № 2. С. 72–84.
- [4] Гущин В.Н. Основы устройства космических аппаратов. М.: Машиностроение, 2003. 272 с.
- [5] Захаров Ю.А. Проектирование межорбитальных космических аппаратов. М.: Машиностроение, 1984. 176 с.
- [6] Кувшинова Е.Ю. Методика определения оптимальной траектории перелета с малой тягой между околоземной и окололунной орбитами // Труды МАИ. 2013. № 68. URL: <https://mai.ru/upload/iblock/0ec/0ecd4fb156f49808404e4ebd2e50f6ea7.pdf> (дата обращения 15.11.2021).
- [7] Жилинскас А.Г., Шалтянис В.Р. Поиск оптимума: компьютер расширяет возможности. М.: Наука, 1989. 128 с.
- [8] Макаров Е.Г. Mathcad: учебный курс. СПб.: Питер, 2009. 384 с.
- [9] Охоцимский Д.Е., Сихарулидзе Ю.Г. Основы механики космического полета. М.: Наука. Гл. ред. физ.-мат. лит., 1990. 448 с.

Comparative Analysis of Variants of Returning Asteroid Expeditions

Akhmedov Muslim Rinatovitch

muslim33@yandex.ru

Lomonosov Moscow State University

The problem of interplanetary transportation in the projects of return expeditions to asteroids is considered. An algorithm and software for calculating optimal trajectories and mass distribution of parts of the interplanetary complex are proposed. The results of calculation of variants of the complex with different types of main engines, fuel and working fluid are presented. The influence of some parameters on transport efficiency is investigated. Conclusions are drawn about the development of which technologies are necessary for the implementation of projects.

Keywords: *interplanetary transfer, trajectory optimization, asteroid, mass characteristics*

References

- [1] Pilotiruemaya ekspeditsiya na Mars [Manned expedition to Mars]. Koroteeva A.S. Eds. Moscow, Rossiyskaya akademiya kosmonavtiki im. K.E. Tsiolkovskogo Publ., 2006, 320 p. (In Russ.).
- [2] Ostrovskiy V.G., Sinyavskiy V.V., Sukhov Yu.I. Mezhorbital'nyy elektroraketnyy buksir «Gerkules» na osnove termoemissionnoy yaderno-energeticheskoy ustanovki [Nuclear-electric interorbital tug Gerkules with thermionic nuclear power plant]. Kosmonavtika i raketostroenie [Cosmonautics and rocket engineering], 2016, no. 2 (87), pp. 68–74. (In Russ.).
- [3] Kosenko A.B., Sinyavskiy V.V. Tekhniko-ekonomicheskaya effektivnost' ispol'zovaniya mnogorazovogo mezhorbital'nogo buksira na osnove yadernoy elektroraketnoy dvigatel'noy ustanovki dlya obespecheniya bol'shikh gruzopotokov pri osvoenii Luny [Technical and economic efficiency of employing a reusable space tug based on a nuclear electric propulsion system to support intensive cargo traffic for lunar exploration]. Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii [Space Engineering and Technology], 2013, no. 2, pp. 72–84. (In Russ.).
- [4] Gushchin V.N. Osnovy ustroystva kosmicheskikh apparatov [Fundamentals of spacecraft design]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 2003, 272 p. (In Russ.).
- [5] Zakharov Yu.A. Proektirovanie mezhorbital'nykh kosmicheskikh apparatov [Design of interorbital spacecraft]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1984, 176 p. (In Russ.).
- [6] Kuvshinova E.Yu. Metodika opredeleniya optimal'noy traektorii pereleta s maloy tyagoy mezhdu okolozemnoy i okololunnoy orbitami [Methodology for determining the optimal trajectory of a

- low-thrust flight between near-Earth and near-moon orbits]. Trudy MAI [Proceedings of MAI], 2013, no. 68. Available at: <https://mai.ru/upload/iblock/0ec/0ecdfb156f49808404e4ebd2e50f6ea7.pdf> (accessed November 15, 2021). (In Russ.).
- [7] Zhilinskas A.G., Shaltyanis V.R. Poisk optimuma: komp'yuter rasshiryaet vozmozhnosti [Finding the optimum: the computer expands the possibilities]. Moscow, Nauka Publ., 1989, 128 p. (In Russ.).
- [8] Makarov E.G. Mathcad: uchebnyy kurs [Mathcad: Training course]. Saint Petersburg, Piter Publ., 2009, 384 p. (In Russ.).
- [9] Okhotsimskiy D.E., Sikharulidze Yu.G. Osnovy mekhaniki kosmicheskogo poleta [Fundamentals of space flight mechanics]. Moscow, Nauka. GL. red. fiz.-mat. lit. Publ., 1990, 448 p. (In Russ.).

УДК 629.7

Виды плотности компоновки бортовой аппаратуры в проектно-конструкторских задачах

Беляков Андрей Алексеевич

jake.dunn@inbox.ru

Самарский университет

Рассмотрено понятие плотности компоновки применительно к проектированию и конструированию космических аппаратов. Представлена трактовка данного параметра в зависимости от типа решаемой задачи. В частности, описано применение той или иной формулировки показателя плотности компоновки при формировании проектного облика изделий и размещения оборудования в отсеках. Показано, какие принципиальные различия существуют между приведёнными определениями, и как это влияет на решения в дальнейшем. Сделаны выводы, каким видом плотности компоновки рекомендуется пользоваться, судя по характеру задачи.

Ключевые слова: плотность компоновки, космический аппарат, отсек, бортовая аппаратура, конструкция, компоновка космических аппаратов

При решении задачи размещения бортовой аппаратуры (БА) в отсеках космических аппаратов (КА) одним из показателей эффективности является плотность компоновки, а одним из частных критериев эффективности — ее максимум. На практике ее применение при проектировочных расчетах и в конструировании начинает приобретать различия, что можно заметить, например, в использовании разных формул и размерностей. Поэтому в данной работе предлагается разграничить понятие плотности компоновки в зависимости от типа решаемой задачи, чтобы помочь проектантам и конструкторам выбирать ту или иную величину данного параметра ради удобства преобразований.

Исходя из употребляемых размерностей можно выделить три вида плотности компоновки — мерную, массовую и относительную. Далее предлагается описать каждую из них подробнее.

Мерная плотность компоновки — величина, которая представляет собой отношение единицы массы БА к единице длины габарита ($кг/м$) или площади поверхности ($кг/м^2$), или объема пространства ($кг/м^3$) отсека. Традиционно она определяется осреднённой, чтобы учесть с некоторой точностью разнородность материалов изделий, и используется при расчетах массогабаритных проектных характеристик КА [1]. Также эти распределения массы по длине, площади и объему используются для рас-

чета нагрузок, действующих на КА и его отсеки на различных этапах эксплуатации, расчета динамики колебаний выносных конструкций и динамических расчетов КА в полете в целом [2].

Массовая плотность компоновки — обратная величина, равная отношению единицы объема БА к единице собственной массы ($\text{м}^3/\text{кг}$). Она показывает, сколько места в пространстве отсека приходится на килограмм размещаемого оборудования. В таком виде данная характеристика полезна при разработке схемы размещения БА в отсеке, чтобы при известной суммарной массе объектов оценивать в первом приближении основное условие существования компоновки (условие вместимости). И если в первом случае критерием эффективности является максимум мерной плотности компоновки, то здесь наоборот, то есть чем меньше объема отводится на каждое изделие, тем компактнее результат [1].

Относительная плотность компоновки — безразмерная величина, определяемая как отношение длин габаритов или объемов компоновки БА к отсеку КА. Такая трактовка позволяет оценивать наличие образовавшихся пустот, их характер и расположение в пространстве [3]. Либо, если установка объектов осуществляется с разбиением отсека на стеллажи по его высоте, то за критерий эффективности становится возможным принять минимум высоты зоны размещения [4].

Важно отметить, что плотность компоновки в любом из трех видов не может быть единственным аргументом целевой функции размещения, потому что на практике связь между целевыми показателями и конструктивными, стоимостными и т.д. параметрами КА довольно сложна [1]. Поэтому данный параметр предлагается применять совместно с массово-центровочными и инерционными характеристиками КА.

Таким образом, при решении задачи размещения БА в отсеках КА на разных этапах работы размерность плотности компоновки может технически различаться. Если нужно определить габариты и массы приборов, то для этого подходит мерная плотность компоновки. Если эти параметры заранее известны, то с помощью перемножения всей совокупной массы приборов на массовую плотность компоновки можно быстро узнать, какой объем может занять итоговая компоновка. Если же требуется оценить эффективность решения, то здесь пригодится относительная плотность компоновки, которая покажет процент заполнения отсека приборами и наличие пустот в нем.

Литература

- [1] Куренков В.И. Основы проектирования космических аппаратов оптико-электронного наблюдения поверхности Земли. Расчет основных характеристик и формирование проектного облика. Самара: Изд-во Самарского университета, 2020. 461 с.
- [2] Козлов Д.И., Аншаков Г.П., Агарков В.Ф. и др. Конструирование автоматических космических аппаратов / под ред. Д.И. Козлова. М.: Машиностроение, 1996. 448 с.
- [3] Беляков А.А., Шулепов А.И. Разработка алгоритма размещения грузов в отсеках транспортного космического аппарата // Вестник Амурского государственного университета. Серия: Естественные и экономические науки. 2020. № 91. С. 19–30. DOI: 10.22250/jasu.4
- [4] Ягудин Р.Р. Решение задачи оптимизации упаковки многогранников в параллелепипедную область на основе построения годографа вектор-функции плотного размещения // Информатика, телекоммуникации и управление. 2012. № 5. С. 58–62.

Version of On-Board Equipment Layout Density in Engineering Questions

Belyakov Andrey Alekseevich

jake.dunn@inbox.ru

Samara Univeristy

The concept of the density of the layout in relation to the design and construction of spacecraft has been discussed. The interpretation of this parameter depending on the type of the problem being solved is presented. In particular, it describes the use of one or another formulation of the layout density indicator in the formation of the design shape of products and the arrangement of equipment in the compartments. It is shown what fundamental differences exist between the given definitions, and how this affects decisions in the future. Conclusions are made as to what type of layout density is recommended to use, according to the nature of the problem.

Keywords: layout density, spacecraft, compartment, on-board equipment, construction, spacecraft layout

References

- [1] Kurenkov V.I. Osnovy proektirovaniya kosmicheskikh apparatov optiko-elektronnogo nablyudeniya poverkhnosti Zemli. Raschet osnovnykh kharakteristik i formirovanie proektnogo oblika [Fundamentals of designing spacecraft for optical-electronic observation of the Earth's surface. Calculation of the main characteristics and formation of the project appearance]. Samara, Izd-vo Samarskogo universiteta Publ., 2020, 461 p. (In Russ.).
- [2] Kozlov D.I., Anshakov G.P., Agarkov V.F. et al. Konstruirovaniye avtomaticheskikh kosmicheskikh apparatov [Designing automatic spacecraft]. Edited by D.I. Kozlov. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1996, 448 p. (In Russ.).
- [3] Belyakov A.A., Shulepov A.I. Razrabotka algoritma razmeshcheniya gruzov v otsekakh transportnogo kosmicheskogo apparata [Development of an algorithm for cargo placement in the compartments of a transport spacecraft]. Vestnik Amurskogo gosudarstvennogo universiteta. Seriya: Estestvennyye i ekonomicheskie nauki [Bulletin of the Amur State University. Series: Natural and Economic Sciences], 2020, no. 91, pp. 19–30. DOI: 10.22250/jasu.4 (In Russ.).
- [4] Yagudin R.R. Reshenie zadachi optimizatsii upakovki mnogogrannikov v parallelepipednyu oblast' na osnove postroeniya godografa vektor-funktsii plotnogo razmeshcheniya [Solving the problem of optimizing the packing of polyhedra into a parallelepiped domain based on the construction of a hodograph vector-function of dense placement]. Informatika, telekommunikatsii i upravlenie [Informatics, telecommunications and management], 2012, no. 5, pp. 58–62. (In Russ.).

УДК 629.783

Использование низких орбит как средство снижения стоимости космической техники

Бечаснов Павел Михайлович

bechasnov@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Рассмотрены расчеты радиационной дозовой нагрузки, проведенные в программном пакете Otege, которые показали, что радиационная обстановка на солнечно-синхронной орбите высотой 300 км соответствует наблюдающейся на орбите международной космической станции и позволяет использовать обычную промышленную электронику с типовой радиационной стойкостью не более 5 крад. Сделан вывод, что космическими аппа-

ратами на высотах 300–350 км потенциально могут решаться практически все задачи современной космонавтики, в т. ч. пилотируемой, а благоприятные условия этого диапазона орбит могут значительно сократить стоимость космических проектов и практически устранить риски от роста количества космического мусора.

Ключевые слова: *низкие орбиты, внешние воздействующие факторы, условия работы спутников, эффективность полезной нагрузки*

В настоящее время большинство космических аппаратов (КА) размещается на рабочих орбитах в диапазоне высот 600–800 км, этому диапазону соответствует максимум плотности космического мусора. Это ставит под вопрос будущее развитие подобных платформ, т. к. дальнейший ее рост будет требовать частых маневров уклонения и вызовет риск поражения КА ненаблюдаемыми объектами. Также на этих высотах существенна радиационная дозовая нагрузка, что усложняет использование коммерчески доступной элементной базы.

Вместе с тем при снижении высоты орбиты улучшаются условия работы полезной нагрузки информационных КА: линейно возрастает разрешение оптико-электронной аппаратуры, пропорционально квадрату высоты орбиты снижается потребляемая мощность передатчиков спутников связи, и пропорционально ее четвертой степени — потребляемая мощность радаров радиолокационных КА.

Проведенные расчеты по модели ЕКА Master 2.0.8 показали, что поток космического мусора на высоте 300 км на порядок меньше, чем на высоте 600 км. К тому же мелкий мусор на этой высоте быстро сходит с орбиты, что позволяет предполагать возможность практически полного отсутствия микрометеоритной эрозии.

Расчеты радиационной дозовой нагрузки, проведенные в программном пакете Omega показали, что радиационная обстановка на солнечно-синхронной орбите высотой 300 км в целом соответствует наблюдающейся на орбите международной космической станции и позволяет использовать обычную промышленную электронику с типовой радиационной стойкостью не более 5 крад. Еще сильнее улучшить радиационную нагрузку позволяет плановое отключение электрорадиоаппаратуры в приполярных районах, особенно во время солнечных вспышек.

Совокупность этих обстоятельств позволяет использовать на орбитах высотой ниже 350 км КА с герметичными корпусами, вероятность пробоя которых стремится к нулю за типовой срок службы низкоорбитального аппарата. Это, в свою очередь, позволяет эффективно охлаждать мощную электронику и максимально приближает условия работы аппаратуры КА к наземным, существенно сокращая программу их испытаний и снижая сроки и стоимость создания.

Тем не менее, на таких орбитах становится достаточно существенным сопротивление атмосферы. Для противодействия вызванному им сокращению срока активного существования предложено [1] для космических аппаратов оптико-электронного наблюдения со сверхвысоким разрешением массой порядка 1000 кг снижать баллистический коэффициент до величин менее $0,003 \text{ м}^2/\text{кг}$ и использовать электрореактивную двигательную установку (ЭРДУ) с удельным импульсом около 9 км/с. Это, в свою очередь, является развитием идей спутника ЕКА GOCE [2], высота орбиты которого составляла 224–254 км, что обеспечивалось ксенонной ЭРДУ с удельным импульсом около 40 км/с.

Однако указанный подход ориентирован на поддержание высоты орбиты при любом состоянии солнечной активности. Это обуславливает потребность в значительном запасе характеристической скорости, что выливается в требование наличия

дорогостоящей ЭРДУ и развитых солнечных батарей. Анализ истории солнечной активности [3] показывает, что предельные задействованные в расчете [1] значения F10,7 достигаются крайне редко. Расчет, проведенный в STK 11.2, показал, что для средней за последнее десятилетие солнечной активности потери характеристической скорости КА с вышеуказанным баллистическим коэффициентом составляют всего 35 м/с/год, что открывает возможности использования относительно недорогих двигателей, например, электронагревных [4]. На время же повышения солнечной активности возможно временное незначительное повышение орбиты.

Таким образом, КА на высотах 300–350 км потенциально могут решаться практически все задачи современной космонавтики, в том числе пилотируемой, а благоприятные условия этого диапазона орбит могут значительно сократить стоимость космических проектов и практически устранить риски от роста количества космического мусора.

Литература

- [1] Волоцув В.В. Низкоорбитальные космические аппараты высокдетального наблюдения с длительным сроком существования на рабочих орбитах с высотой ниже четырехсот километров // XLV Академические чтения по космонавтике (Королевские чтения – 2021): сб. тез.: в 4 т. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2021. Т. 1. С. 70–71.
- [2] GOCE Spacecraft & Instrument Overview. Spaceflight101.com. URL: <https://spaceflight101.com/spacecraft/goce/> (дата обращения 25.11.2021).
- [3] NASA Space Weather Prediction Center: Current Space Weather Conditions F10.7 cm Radio Emissions. Noaa.gov. URL: <http://www.swpc.noaa.gov/phenomena/f107-cm-radio-emissions> (дата обращения 25.11.2021).
- [4] Квасников Л.А., Латышев Л.А., Пономарев-Степной Н.Н., Севрук Д.Д., Тихонов В.Б. Теория и расчет энергосиловых установок космических летательных аппаратов. М.: Изд-во МАИ, 2001. 480 с.

Low Orbits Usage As a Mean of Reducing the Spacecraft Cost

Bechasnov Pavel Mikhailovich

bechasnov@bmstu.ru

BMSTU

Calculations of the radiation dose load carried out in the Omere software package are considered, which showed that the radiation situation in a sun-synchronous orbit with a height of 300 km corresponds to the one observed in orbit of the international space station and allows the use of conventional industrial electronics with a typical radiation resistance of no more than 5 krad. It is concluded that spacecraft at altitudes of 300–350 km can potentially solve almost all tasks of modern cosmonautics, including manned, and favorable conditions of this range of orbits can significantly reduce the cost of space projects and practically eliminate the risks from the increase in the amount of space debris.

Keywords: low-earth orbit, space conditions, satellite complexity, payload efficiency

References

- [1] Volotsuev V.V. Nizkoorbital'nye kosmicheskie apparaty vysokodetal'nogo nablyudeniya s dlitel'nym srokom sushchestvovaniya na rabochikh orbitakh s vysotoy nizhe chetyrekhsot kilometr [Low-orbit spacecraft for highly detailed observation with a long lifetime in working orbits with an altitude below four hundred kilometers]. XLV Akademicheskie chteniya po kos-

- monavtike (Korolevskie chteniya – 2021) [XLV Academic Readings on cosmonautics (Korolev Readings – 2021)]: collection of abstracts: in 4 vols. Moscow, BMSTU Press, 2021, vol. 1, pp. 70–71.
- [2] GOCE Spacecraft & Instrument Overview. Spaceflight101.com. Available at: <https://spaceflight101.com/spacecraft/goce/> (accessed November 25, 2021).
- [3] NASA Space Weather Prediction Center: Current Space Weather Conditions F10.7 cm Radio Emissions. Noaa.gov. Available at: <http://www.swpc.noaa.gov/phenomena/f107-cm-radio-emissions> (accessed November 25, 2021).
- [4] Kvasnikov L.A., Latyshev L.A., Ponomarev-Stepnoy N.N., Sevruk D.D., Tikhonov V.B. Teoriya i raschet energosilovykh ustanovok kosmicheskikh letatel'nykh apparatov [Theory and calculation of power plants of spacecraft]. Moscow, MAI Publ., 2001, 480 p. (In Russ.).

УДК 629.784

Оценка эффективности двигательных установок космических аппаратов, использующих сублимацию гидрогелей

Бечаснов Павел Михайлович

bechasnov@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Рассмотрено применение гидрогелей как носителей воды для космических сублимационных двигателей. Связанная гидрогелем вода не требует пневмогидросхемы, необходимой для жидкостных двигателей, позволяя создать сублимационный двигатель низкого давления со сниженными требованиями к системе подачи. Расчетный удельный импульс водяного пара в такой системе достигает 1000 м/с, что потенциально позволяет создать двигательную установку с массовой энергоотдачей на уровне 900 м/с, что превосходит большинство существующих решений по совокупности показателей.

Ключевые слова: гидрогели, космическая техника, ракетный двигатель, малая тяга

В настоящее время в качестве рабочего тела в космических аппаратах (КА) для ракетных двигателей и иных потребителей используются в основном сжатые газы или продукты реакции одно- и двухкомпонентного жидкого топлива. При этом объем и масса баллонов под сжатый газ весьма высоки, и дополнительно необходима редукция давления рабочего тела от давления хранения, очистка его от механических примесей. В связи с тем, что баки под жидкое топливо конструктивно сложны, требуют диафрагмирования, установки заправочных горловин и пр., а также использования системы вытеснения, являющейся по сути баллонами сжатого газа с соответствующей пневмогидросхемой [1]. Это препятствует созданию систем хранения и подачи рабочего тела с высоким массовым совершенством, особенно миниатюризованных, а большое количество составных частей затягивает и удорожает разработку и производство.

В сложившейся ситуации обращают на себя внимание сублимационные источники рабочего тела, обладающие простотой конструкции, постоянной готовностью к запуску, высокой надежностью и безопасностью, простотой эксплуатации и высокими технико-экономическими показателями. Поиск способов использования воды как рабочего тела сублимационного газогенератора при более высоких температурах, когда она соответственно является жидкостью при атмосферном давлении, приводит

к полимерным гидрогелям, которые способны поглощать до 2 кг жидкости на 1 г сухого полимера [2–4].

Измеренная плотность сухого геля составляет около 1400 кг/м^3 , в насыщенном состоянии практически не отличается от плотности воды. При температуре более $60 \text{ }^\circ\text{C}$ происходит потеря механических свойств гранулы геля и ее разрушение с частичным растворением, при температуре менее $0 \text{ }^\circ\text{C}$ гранула застывает, образуя лед с вязкостью, несколько большей, чем у чистого ледяного. После размораживания прочность гранулы снижается. Заправленная гранула имеет консистенцию желе, легко режется ножом и отщипывается пальцами.

При механических воздействиях потеря гидрогелем воды не наблюдалась. При вакуумировании отмечалась быстрое (менее 10 мин) уменьшение объема гранул на треть от первоначального, после чего гранулы замерзли и дальнейшее снижение массы практически прекращалось. Обеспечение подогрева (механическим поджатием к металлу большой массы или нагревателю) приводило к полному иссушению гранул за то же время. При термоциклировании резкий спад температуры в замкнутом объеме с гранулами гидрогеля приводил к выпадению росы, причем роса, выпавшая на гранулах, быстро поглощалась.

Описанные свойства гидрогеля потенциально позволяют использовать его как поглотитель воды в газогенераторах низкого давления космического назначения. Хранение воды в поглотителе позволяет предотвратить плескания, стабилизировать центр масс газогенератора и обеспечить подачу рабочего тела в двигатель в виде пара. Давление подаваемого на выход газогенератора пара будет определяться текущим расходом и возможностями гидрогеля по его восполнению.

При заполнении гидрогелем 1U CubeSat приходящий на его поверхность средний по орбите тепловой поток $0,5 \text{ Вт}$ позволяет обеспечить испарение воды со скоростью $0,2 \text{ мг/с}$. При этом насыщенный пар остается сплошной средой при положительных температурах гидрогеля, а потери на возросшее из-за масштабного фактора влияние вязкости не превышают 25 %. Реализуемый удельный импульс с учетом этих потерь может составить около 1000 м/с при температуре двигателя $60 \text{ }^\circ\text{C}$. Оценка пассивной массы двигательной установки (ДУ) показывает, что ее массовая энергоотдача (отношение полного импульса к заправленной массе) может достигать 900 м/с , что находится на одном уровне с большинством ДУ с химическими двигателями и превосходит показатели газореактивной установки.

Температура пара, выходящего из такого сублимационного двигателя, может быть дополнительно увеличена в электронагревном двигателе. Также пар может быть использован как рабочее тело для плазменного двигателя, что повысит удельный импульс, но снизит тягу. При необходимости, наоборот, повышения тяги, для нагрева гидрогеля может быть использована электрическая или химическая энергия.

Таким образом, на основе гидрогелевого парогенератора потенциально могут создаваться двигательные установки, способные к решению большинства задач, возникающих при работе космических аппаратов. Около Земли такие ДУ могут применяться для формирования и поддержания группировок микро- и наноспутников, поддержания космических аппаратов на низких орбитах, в составе средств обслуживания низкоорбитальных спутников. Также потенциально высокая надежность и безопасность, обеспечиваемая такими источниками рабочего тела, позволяет применять их для транспортного обслуживания пилотируемых космических станций — от средств передвижения космонавтов до управления движением свободнолетающих модулей и запуска со станции космических аппаратов на другие орбиты многоораз-

вым перезаправляемым буксиром. Последнее применение будет особенно актуально для перспективной российской высокоширотной станции.

Литература

- [1] Беляев Н.М., Велик Н.П., Уваров Е.И. Реактивные системы управления космических летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1979. 234 с.
- [2] Хохлов А.Р., Дормидонтова Е.Е. Самоорганизация в ион-содержащих полимерных системах // Успехи физ. наук. 1997. Т. 167, № 2. С. 113–128. DOI: 10.3367/UFNr.0167.199702a.0113
- [3] Иванов Ю.В., Иванов О.Ю. Учебные исследования физических свойств гидрогеля // Проблемы учебного физического эксперимента: сборник научных трудов. М.: ИСРО РАО, 2017. Вып. 27. С. 75–76.
- [4] Вукалович М.П. Теплофизические свойства воды и водяного пара. М.: Машиностроение, 1967. 159 с.

Efficiency Estimation of the Spacecraft Propulsion Using Sublimation of Hydrogels

Bechasnov Pavel Mikhailovich

bechasnov@bmstu.ru

BMSTU

The mass production of hydrogels in recent decades makes it possible to consider their use as water carriers for sublimation space thrusters. The hydrogel bound water does not require the hydraulic fluid circuitry required for liquid rocket engines, making it possible to create a low pressure sublimation thruster with reduced feed system requirements. The calculated specific impulse of water vapor in such a system reaches 1000 m/s, which potentially makes it possible to create a propulsion system with a mass energy output of 900 m/s, which surpasses most of the existing solutions in terms of a set of indicators.

Keywords: hydrogel, space, rocket engine, low thrust

References

- [1] Belyaev N.M., Velik N.P., Uvarov E.I. Reaktivnye sistemy upravleniya kosmicheskikh letatel'nykh apparatov [Jet control systems of spacecraft]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1979, 234 p. (In Russ.).
- [2] Khokhlov A.R., Dormidontova E.E. Samoorganizatsiya v ion-soderzhashchikh polimernykh sistemakh [Self-organization in ion-containing polymer systems]. Uspekhi fiz. nauk [UFN], 1997, vol. 167, no. 2, pp. 113–128. (In Russ.). DOI: 10.3367/UFNr.0167.199702a.0113
- [3] Ivanov Yu.V., Ivanov O.Yu. Uchebnye issledovaniya fizicheskikh svoystv gidrogelya [Educational studies of the physical properties of hydrogel]. Problemy uchebnogo fizicheskogo eksperimenta [Problems of educational physical experiment]: collection of scientific papers. Moscow, ISRO RAO Publ., 2017, iss. 27, pp. 75–76. (In Russ.).
- [4] Vukalovich M.P. Teplofizicheskie svoystva vody i vodyanogo para [Thermophysical properties of water and water vapor]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1967, 159 p. (In Russ.).

УДК 629.786

Оценка времени автономного полета малого пилотируемого космического аппарата для технологических и спасательных операций

Богданова Анастасия Александровна

buchkova3008@gmail.com

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Береговой Виктор Георгиевич

vgberegovoy@yandex.ru

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Рассмотрена необходимость присутствия на орбите малого космического аппарата, выполняющего функции обслуживания и ремонта элементов космической инфраструктуры. Малый космический аппарат обслуживания должен быть рассчитан как на автоматическую работу, так и на работу в пилотируемом варианте. Разработана методика прогнозирования времени выполнения технологических операций по техническому обслуживанию или ремонту космических аппаратов.

Ключевые слова: космический аппарат, пилотируемый космический аппарат, обслуживающие спутников, технологические процессы в космосе

Создание в космическом пространстве долговременных станций потребует проведения большого числа всевозможных сборочно-монтажных работ. Наряду с автоматическими системами или телеуправляемыми робототехническими системами, присутствие человека на борту космических аппаратов остается одним из факторов, повышающих надежность и эффективность космической техники. Опыт эксплуатации станций Мир и Международной космической станции (МКС) это доказал [1, 2].

Переход к обслуживаемым космическим аппаратам потребует присутствия на орбите малого космического аппарата, выполняющего функции обслуживания и ремонта элементов космической инфраструктуры. Малый космический аппарат обслуживания должен быть рассчитан как на автоматическую работу, так и на работу в пилотируемом варианте. В соответствии с этим возникает вопрос о времени автономного полета [3, 4].

Программа автономного полета, предположительно, будет строиться следующим образом:

1. Аппарат переходит с орбиты МКС на первую рабочую орбиту.
2. Выполняется работа со спутником на данной орбите.
3. Аппарат переходит на вторую рабочую орбиту.
4. Выполняется работа со спутником на данной орбите.
5. Аппарат переходит на третью рабочую орбиту;
6. Выполняется работа со спутником на данной орбите.
7. Аппарат переходит на четвертую рабочую орбиту.
8. Выполняется работа со спутником на данной орбите.
9. Аппарат переходит на орбиту базирования (орбита МКС) [5, 6].

В ходе выполнения предварительных исследований была разработана методика прогнозирования времени выполнения технологических операций по техническому обслуживанию или ремонту космических аппаратов [7].

Ограничением при определении времени является энергетика манипуляторов, из которой следует максимальная скорость, достигаемая при манипулировании грузом заданной массы, в соответствии с траекторными перемещениями каждого звена [8].

Знание этих двух условий позволяет спрогнозировать продолжительность выполнения различных действий каждым звеном каждого манипулятора. По известному времени движения отдельных звеньев определяется общее время, затрачиваемое на выполнение технологического процесса. К этому времени необходимо добавить время проведения контрольных операций. Таким образом, будет получено время, необходимое для проведения работ на одном объекте [9, 10].

Зная время перелета с орбиты базирования на орбиту обслуживаемого объекта и обратно, получаем необходимое время проведения одной миссии. Рассматривая спектры необходимых операций обслуживания и объектов обслуживания определяем необходимое время автономного полета малого космического аппарата. При расчете времени также учитывается продолжительность рабочего дня космонавта — 8 часов и продолжительность его отдыха — 8 часов. Таким образом, было определено, что время автономного полета такого аппарата в пилотируемом варианте должно составлять 2 суток.

Литература

- [1] Александров А.П., Гречка В.Д., Кобрин В.Н., Цыганков О.С. Сборочно-монтажные и ремонтно-восстановительные работы в космическом пространстве. Харьков: ХАИ, 1990. 247 с.
- [2] Паничкин Н.И., Слепушкин Ю.В., Шинкин В.П., Яцынин Н.А. Конструкция и проектирование космических летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1986. 344 с.
- [3] Беляков И.Т., Борисов Ю.Д. Основы космической технологии. М.: Машиностроение, 1980. 184 с.
- [4] Солодов А.В. Инженерный справочник по космической технике. М.: Воениздат, 1977. 430 с.
- [5] Охомицкий Д.Е., Сихарулидзе Ю.Г. Основы механики космического полета. М.: Наука, 1990. 448 с.
- [6] Алифанов О.М., Андреев А.Н., Глушин В.Н. Баллистические ракеты и ракеты-носители. М.: Дрофа, 2004. 512 с.
- [7] Абрамов И.П., Северин Г.И., Стоклицкий А.Ю., Шарипов Р.Х. Скафандры и системы для работы в открытом космосе. М.: Машиностроение, 1984. 256 с.
- [8] Смирнов Г.А. Механика машин. М.: Машиностроение, 1990. 510 с.
- [9] Латышев Л.А. Введение в авиационную и космическую технику. М.: Машиностроение, 1979. 135 с.
- [10] Бычкова А.А. Малый космический аппарат для технологических и спасательных операций на низких околоземных орбитах // Сборник трудов научно-исследовательских работ студентов МАИ. М.: МАИ, 2020. С. 33–44.

Autonomous Flight time Estimation of Small Manned Spacecraft for Technological and Rescue Operations

Bogdanova Anastasia Alexandrovna

bychkova3008@gmail.com

Moscow Aviation Institute (National Research University)

Beregovoy Victor Georgievich

vgberegovoy@yandex.ru

Moscow Aviation Institute (National Research University)

The necessity of the presence in orbit of a small spacecraft performing the functions of maintenance and repair of elements of the space infrastructure is considered. A small maintenance spacecraft should be designed for both automatic operation and operation in a manned version. A methodology for predicting the time of technological operations for the maintenance or repair of spacecraft has been developed.

Keywords: spacecraft, manned spacecraft, satellite service, technological processes in space

References

- [1] Aleksandrov A.P., Grechka V.D., Kobrin V.N., Tsygankov O.S. Sborochno-montazhnye i remontno-vosstanovitel'nye raboty v kosmicheskom prostranstve [Assembly and assembly and repair and restoration work in outer space]. Kharkov, KhAI Publ., 1990, 247 p. (In Russ.).
- [2] Panichkin N.I., Slepshkin Yu.V., Shinkin V.P., Yatsynin N.A. Konstruktsiya i proektirovanie kosmicheskikh letatel'nykh apparatov [Construction and design of spacecraft]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1986, 344 p. (In Russ.).
- [3] Belyakov I.T., Borisov Yu.D. Osnovy kosmicheskoy tekhnologii [Fundamentals of space technology]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1980, 184 p. (In Russ.).
- [4] Solodov A.V. Inzhenernyy spravochnik po kosmicheskoy tekhnike [Engineering Handbook of Space Technology]. Moscow, Voenizdat Publ., 1977, 430 p. (In Russ.).
- [5] Okhomitskiy D.E., Sikharulidze Yu.G. Osnovy mekhaniki kosmicheskogo poleta [Fundamentals of space flight mechanics]. Moscow, Nauka Publ., 1990, 448 p. (In Russ.).
- [6] Alifanov O.M., Andreev A.N., Glushchin V.N. Ballisticheskie rakety i rakety-nositeli [Ballistic missiles and launch vehicles]. Moscow, Drofa Publ., 2004, 512 p. (In Russ.).
- [7] Abramov I.P., Severin G.I., Stoklitskiy A.Yu., Sharipov R.Kh. Skafandry i sistemy dlya raboty v otkrytom kosmose [Spacesuits and systems for working in outer space]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1984, 256 p. (In Russ.).
- [8] Smirnov G.A. Mekhanika mashin [Mechanics of machines]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1990, 510 p. (In Russ.).
- [9] Latyshev L.A. Vvedenie v aviatsionnyy i kosmicheskuyu tekhniku [Introduction to aviation and space technology]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1979, 135 p. (In Russ.).
- [10] Bychkova A.A. Malyy kosmicheskyy apparat dlya tekhnologicheskikh i spasatel'nykh operatsiy na nizkikh okolozemnykh orbitakh [Small spacecraft for technological and rescue operations in low Earth orbits] Sbornik trudov nauchno-issledovatel'skikh rabot studentov MAI [Proceedings of scientific research works of MAI students]. Moscow, MAI Publ., 2020, pp. 33–44. (In Russ.).

УДК 621.45

Методика обеспечения требуемого уровня надежности газотурбинного двигателя двухдвигательной силовой установки летательного аппарата с подкрыльевым расположением воздухозаборников при воздействии посторонних предметов, забрасываемых приземным вихрем

Бороздин Сергей Александрович

borozdin4@yandex.ru

ВУНЦ ВВС «ВВА»

Нескоромный Евгений Вячеславович

borisbritva1.2021@yandex.ru

ВУНЦ ВВС «ВВА»

Рассмотрена актуальность проблемы преждевременного съема газотурбинных двигателей с эксплуатации по причине повреждения посторонними предметами. Выделен вихревой способ подхвата постороннего предмета, а также условия, необходимые для этого. Представлена методика обеспечения требуемого уровня надежности газотурбинного двигателя двухдвигательной силовой установки летательного аппарата с подкрыльевым расположением воздухозаборников при воздействии посторонних предметов, забрасываемых приземным вихрем, отличительной чертой которой является наличие экспериментально полученных исходных данных.

Ключевые слова: газотурбинный двигатель, приземный вихрь, посторонний предмет, методика

В работе проведен анализ проблем, связанных с попаданием посторонних предметов (ПП) на вход в газотурбинные двигатели (ГТД). Работа посвящена оценке защищенности и разработке рекомендаций по повышению надежности двухдвигательной силовой установки летательного аппарата (ЛА) с подкрыльевым расположением воздухозаборников при воздействии посторонних предметов, забрасываемых приземным вихрем.

Актуальность данной работы обоснована анализом статистических данных, который позволяет сделать вывод о значительной доле газотурбинных двигателей, преждевременно снятых с эксплуатации по причине повреждения элементов газовоздушного тракта ПП, попавшими с поверхности аэродрома. Авторами выделены устройства защиты, например, такие как щитки, сетки, а также защитные мероприятия — роллигн-старт и т. п., предназначенные для снижения показателей преждевременного съема ГТД. Для каждого ЛА необходим индивидуальный выбор устройств и мероприятий по защите от повреждения ПП. Основной научной задачей является обоснованный выбор защитных мероприятий и устройств, совокупность которых можно рассматривать как систему защиты от повреждения от ПП.

На основе анализа работ [1–4] сделан вывод, что для двухдвигательной силовой установки ЛА с подкрыльевым расположением воздухозаборников одним из основных способов попадания ПП является заброс приземным вихрем.

В работах [1, 2] установлено, что для подхвата ПП приземным вихрем и его заброса на вход в СУ необходимыми являются следующие условия:

- подскок ПП от подстилающей поверхности на определенную высоту;
- интенсивность вихря, обеспечивающая подъем ПП.

Однако существующие методики имеют недостатки, которые выражаются в отсутствии характеристик ПП, представляющих опасность для элементов ГТД, заброс которых наиболее вероятен. Такие характеристики необходимы в качестве исходных данных в моделях оценки надежности ГТД двухдвигательных силовых установок летательных аппаратов с подкрыльевым расположением воздухозаборников и включают в себя:

- кинематические характеристики подскока ПП от подстилающей поверхности;
- аэродинамические характеристики ПП.

Авторы разработали методику, которая позволяет на основе данных о компоновке ЛА, параметрах и характеристиках ГТД, типе и конструкции защитного устройства, степени засоренности аэродрома ПП определить вероятность попадания на вход в двигатель ПП, вероятность повреждения посторонними предметами элементов его газовоздушного тракта и, в случае необходимости, на основе полученных результатов разработать рекомендации, обеспечивающие требуемый уровень надежности.

Предложенная методика отличается тем, что в качестве исходных данных используются экспериментально полученные кинематические характеристики подскока ПП и аэродинамические характеристики ПП.

Таким образом, в работе представлена методика, которая позволяет на этапах раннего проектирования ЛА обеспечить требуемый уровень надежности ГТД двухдвигательной силовой установки с подкрыльевым расположением воздухозаборников при воздействии посторонних предметов, забрасываемых приземным вихрем.

Литература

- [1] Комов А.А. Теоретические основы и технические решения для защиты авиационных двигателей от попадания твердых посторонних предметов с поверхности аэродрома: дисс. ... докт. техн. наук. М.: ГосНИИ ГА, 2005. 400 с.
- [2] Евдокимов А.И. Обоснование выбора эффективных систем защиты от повреждений посторонними предметами двигателей самолетов военного назначения: дисс. ... док. техн. наук. М.: ВВИА, 1993. 520 с.
- [3] Нескоромный Е.В., Марков Д.С. Формирование приземного вихря на входе в авиационную силовую установку // Насосы. Турбины. Системы. 2018. № 4 (29). С. 20–33.
- [4] Murphy J. Intake Ground Vortex Aerodynamics. PhD Thesis. Cranfield University School of Engineering Academic, 2008.

Methodology for Ensuring the Required Level of Reliability of a Gas Turbine Engine of a Twin-Engine Power Plant of an Aircraft With an Underwing Arrangement of Air Intakes When Exposed to Foreign Objects Thrown by a Surface Vortex

Borozdin Sergey Alexandrovich

borozdin4@yandex.ru

VUNC Air Force "VVA"

Neskoromnyi Evgeniy Vyacheslavovich

borisbritva1.2021@yandex.ru

VUNC Air Force "VVA"

The urgency of the problem of premature removal of the gas turbine engine from operation due to damage by foreign objects is shown. The vortex method of picking up a foreign object is highlighted, as well as the conditions necessary for this. A technique is proposed to ensure the required level of reliability of the gas turbine engine of a twin-engine power plant of an aircraft with an underwing arrangement of air intakes when exposed to foreign objects thrown by a surface vortex, the distinctive feature of which is the presence of experimentally obtained initial data.

Keywords: gas turbine engine, foreign object, surface vortex, methodology

References

- [1] Komov A.A. Teoreticheskie osnovy i tekhnicheskie resheniya dlya zashchity aviatsionnykh dvigateley ot popadaniya tverdykh postoronnykh predmetov s poverkhnosti aerodroma: diss. ... dokt. tekhn. nauk. [Theoretical foundations and technical solutions for the protection of aircraft engines from the ingress of solid foreign objects from the surface of the airfield: diss. ... doct. technical sciences]. Moscow, GosNII GA Publ., 2005. 400 p. (In Russ.).
- [2] Evdokimov A.I. Obosnovanie vybora effektivnykh sistem zashchity ot povrezhdeniy postoronnimi predmetami dvigateley samoletov voennogo naznacheniya: diss. ... dokt. tekhn. nauk. [Justification of the choice of effective protection systems against damage by foreign objects to military aircraft engines: diss. ... doct. technical sciences]. Moscow, VVIA Publ., 1993. 520 p. (In Russ.).
- [3] Neskoromnyy E.V., Markov D.S. Formirovaniye prizemnogo vikhrya na vkhode v aviatsionnuyu silovuyu ustanovku [Formation of a ground vortex at the entrance to an aircraft power plant]. Nасы. Turbiny. Sistemy [Pumps. Turbines. System], 2018, no. 4 (29), pp. 20–33. (In Russ.).
- [4] Murphy J. Intake Ground Vortex Aerodynamics. PhD Thesis, Cranfield University School of Engineering Academic, 2008.

УДК 629.7

Упругая динамическая схема беспилотных крылатых летательных аппаратов и способы повышения точности представления ее параметров при выполнении проектов в АО «ВПК «НПО машиностроения»

Ватрухин Юрий Михайлович

sigma@vpk.npomash.ru

АО «ВПК «НПО машиностроения»

Рассмотрены уравнения упругой динамической схемы беспилотных крылатых летательных аппаратов, которые используются для настройки системы автоматического управления и статистического компьютерного моделирования движения летательных аппаратов. Показаны особенности уравнений движения упругого летательного аппарата в потоке и работ с моделями упругой динамической схемы при проектировании. Показаны способы повышения точности представления упругих свойств и аэродинамического воздействия на летательный аппарат для повышения надежности моделирования с целью гарантированного выполнения полетных заданий.

Ключевые слова: упругая динамическая схема, беспилотные летательные аппараты, система автоматического управления, аэродинамика

Успешная работа многих типов ракетной и аэрокосмической техники возможна только с помощью систем автоматического управления и стабилизации (САУ). При выборе структуры и настроек параметров САУ для ее правильной работы определяющее значение имеют характеристики самого летательного аппарата (ЛА) и как жесткого, и как упругого тела, находящегося в потоке воздуха. Неточности, просчеты и ошибки в этой области могут сказаться на выполнении полетного задания и даже закончиться катастрофой, что часто имело место на ранних этапах развития авиации.

Полная динамическая модель ЛА включает модель ЛА и как жесткого, и как упругого тела. Динамика движения упругого ЛА в полете описывается соответствующими математическими моделями — уравнениями возмущенного движения [1, 2]. Такие модели, разрабатываемые при определенных допущениях, и используемые в АО «ВПК «НПО машиностроения» для компьютерного статистического моделирования движения упругого ЛА в потоке, и называют упругой динамической схемой (УДС) крылатого ЛА.

Уравнения УДС формируются на основе специальных расчетных моделей — упруго-массовых моделей [3] и моделей аэродинамического воздействия на ЛА [4]. Чтобы избежать серьезных просчетов в АО «ВПК «НПО машиностроения» проводится большая работа по определению, подтверждению и корректировке массовых, жесткостных, упругих динамических и аэродинамических характеристик ЛА, как расчетами, так и экспериментально, на всех этапах разработки проектов.

Из-за важности решаемых на основе УДС задач, для ее подтверждения и, при необходимости, корректировки в процессе проектирования проводится большой объем расчетных и экспериментальных работ. Уравнения и расчетные модели УДС закладываются на этапе эскизного проекта. На этапе рабочего проектирования появляется возможность уточнения расчетных моделей УДС по конструкторской документации. А на этапе стендовой отработки — по жесткостным и модальным ис-

пытаниям. На этапе летно-конструкторских испытаний расчетные модели УДС могут быть использованы для анализа возникающих нештатных ситуаций.

В докладе представлены особенности формирования и уточнения основной и парциальной систем УДС крылатых ЛА. При составлении уравнений движения УДС, учитываются все силы, действующие на упругий ЛА в потоке — упругие и инерционные силы, действующие на ЛА как систему с распределенными параметрами, и на его органы управления, демпфирование в конструкции и трение в проводке управления рулей, аэродинамические силы на ЛА и его органы управления, а также все виды действующих в полете внешних воздействий.

Приводится типичный вид уравнений УДС. Показано как вычисляются параметры тонов движения ЛА как жесткого тела, т.е. «нулевых» тонов. Даны соотношения, приводящие исходную систему уравнений движения упругого ЛА к каноническому виду (к главным нормальным координатам). Приводится структура матриц системы уравнений УДС. Даны соотношения преобразования координат движения ЛА как к координатам, определяемым чувствительными элементами САУ.

Показан ряд способов определения и уточнения параметров УДС упругого ЛА в потоке:

- расчет обобщенных аэродинамических сил на упругий ЛА,
- порядок определения «нулевых» тонов упругого ЛА сложной конструкции,
- замена расчетных аэродинамических сил на рулях на экспериментальные,
- преобразование коэффициентов матриц аэродинамической жесткости и демпфирования при переходе к физическим координатам САУ,
- введение экспериментальных коэффициентов давления на участках нелинейной аэродинамики,
- представление люфтов в проводке управления рулями,
- запись матриц аэродинамической жесткости и демпфирования, справедливая для произвольных точек линий движения ЛА, включая область нелинейных аэродинамических характеристик.

Представленные способы определения и уточнения параметров упругого ЛА в потоке необходимы при статистическом компьютерном моделировании движения ЛА, а в конечном итоге — для повышения надежности выполнения полетных заданий.

Литература

- [1] Колесников К.С., Сухов В.Н. Упругий летательный аппарат как объект автоматического управления. М.: Машиностроение, 1974. 267 с.
- [2] Ватрухин Ю.М., Никитенко В.И., Поповский В.Н. Особенности уравнений возмущенного движения упругого изделия в потоке воздуха. Проектирование и производство систем ракетного и артиллерийского вооружения: тез. Всесоюз. семинара. МВТУ им. Н.Э. Баумана. Инв. № 27498с. М., 1986. С. 156–157.
- [3] Ватрухин Ю.М., Рыбаков А.А., Набиуллин Э.Н. Построение математической модели упругого летательного аппарата сложных пространственных динамических схем в задачах аэроупругости // МРС «ТТЭ». 1983. Сер. А, вып. 5. М., п/я 1420.
- [4] Ватрухин Ю.М. Комплексный анализ аэроупругих характеристик летательного аппарата сложной силовой схемы: дис. ... канд. техн. наук: 01.02.06. М., 1988. 130 р.

Elastic Dynamic Design of Unmanned Winged Flight Vehicle and Methods to Increase the Presentation Accuracy of its Parameters During Designing at JSC MIC NPO Mashinostroyenia

Vatrukhin Yuriy Mikhajlovich

sigma@vpk.npomash.ru

JSC MIC NPO Mashinostroyenia

This paper considers the features of motion mathematical models of elastic flight vehicle (FV) in flow (perturbation equations or elastic dynamic design of unmanned winged FV equations, FV FDS) used for the automatic control system (ACS) settings and FV motion statistical computer simulation. The details of perturbation equation generation are given for elastic FV in flow and application of FDS design models by design stages. The methods are also given to increase the presentation accuracy of elastic characteristics and aerodynamic influence on FV in order to improve the reliability of flight missions.

Keywords: *elastic dynamic design, unmanned flying vehicles, automatic control system, equations and parameters of EDD*

References

- [1] Kolesnikov K.S., Sukhov V.N. Uprugii letatel'nyi apparat kak ob"ekt avtomaticheskogo upravleniya [Elastic flying vehicle as the object of automatic control]. Moscow, Mashinostroyenie Publ., 1974, 267 p. (In Russ.).
- [2] Vatrukhin Yu.M., Nikitenko V.I., Popovskii V.N. Osobennosti uravnenii vozmushchennogo dvizheniya uprugogo izdeliya v potoke vozdukh. Proektirovanie i proizvodstvo sistem raketnogo i artilleriiskogo vooruzheniya [Features of equations for elastic object disturbance in flow. Designing and manufacturing of missile and artillery weapon systems]: Theses of All-Union seminar, BMSTU. Inv. no. 27498s. Moscow, 1986, pp. 156–157. (In Russ.).
- [3] Vatrukhin Yu.M., Rybakov A.A., Nabiullin E.N. Postroyenie matematicheskoi modeli uprugogo letatel'nogo apparata slozhnykh prostranstvennykh dinamicheskikh skhem v zadachakh aerouprugosti [Formulation of mathematical model for elastic flying vehicle of complex three-dimensional designs in aeroelastic problems]. MRS "TTE" [MRS TTE], 1983, ser. A, iss. 5. Moscow, p/ya 1420. (In Russ.).
- [4] Vatrukhin Yu.M. Kompleksnyi analiz aerouprugikh kharakteristik letatel'nogo apparata slozhnoi silovoi skhemy [Complex analysis of FV aeroelastic characteristics with complex force diagram]: dissertation for Candidate Degree in Technical Sciences, by occupation 01.02.06. Moscow, 1988, 130 p. (In Russ.).

УДК 551.507.362

Ракета-носитель РН-Е8 как средство метеорологических исследований

Власенко Екатерина Александровна
БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова

ekaterina_apelsin@mail.ru

Юденков Вениамин Эдуардович
БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова

qwerty20609@gmail.com

Карасев Богдан Сергеевич
БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова

bodyaasssssa@gmail.com

На основе проведенных испытаний ракеты-носителя РН-Е8 показан ряд преимуществ данного проекта по сравнению с другими беспилотными летательными аппаратами в качестве системы выведения зондов при исследовании окружающей среды. Описан процесс разработки электрической схемы систем ракеты с перечислением примененных датчиков, а также обоснованы использование блочно-модульного подхода при проектировании и выбор углепластика для создания основного корпуса с целью улучшения показателей прочности и надежности конструкции.

Ключевые слова: ракета-носитель, беспилотный летательный аппарат, атмосферный зонд, блочно-модульная конструкция

Загрязнение атмосферы уже долгое время является одной из наиболее важных проблем современности. Так, в связи с повышенным уровнем содержания токсичных соединений в воздухе Санкт-Петербурга становится необходимым постоянное наблюдение за изменением его химического состава. Для оценки состояния окружающей среды около населенных пунктов применяются в том числе атмосферные зонды.

Для выведения подобных зондов на необходимую высоту часто используют беспилотные летательные аппараты (БПЛА). Наиболее распространёнными среди них являются дроны. БПЛА данного вида в среднем могут выводить на высоту 1,5...2 км полезную нагрузку (ПН) массой 1 кг за время в диапазоне 5...7 мин.

Ракета-носитель (РН) Е8, разработанная командой SteaMf, имеет ряд преимуществ в сравнении с ранее упомянутыми БПЛА, одним из которых является скорость. При использовании ракеты в качестве системы выведения для доставки ПН массой 1 кг на высоту 1,5...2 км достаточно всего 17...20 с.

РН-Е8 имеет блочно-модульную конструкцию, что обеспечивает простоту замены элементов устройства. Для создания основного корпуса ракеты выбран композиционный материал — углепластик, который имеет высокую прочность и позволяет выдерживать большие перегрузки, возникающие во время полета. Остальные детали конструкции были напечатаны на 3D-принтере. Использование высокопрочного композиционного материала в совокупности с возможностью замены отдельных узлов конструкции дают возможность многократного использования РН.

В качестве двигательной установки для запуска ракеты-носителя РН-Е8 был использован твердотопливный двигатель РДК-1000 [1].

Далее представлены основные технические характеристики двигателя РДК-1000.

РДК-1000 — твердотопливный ракетный двигатель с полным импульсом 1,0...1,2 кНс, применяемый в научно-техническом творчестве для разгона учебных моделей ракет.

Двигатель имеет композитный корпус с графитовым соплом, без металлических частей. Для крепления внутри ракеты в верхней части двигателя имеется резьбовое отверстие M10.

Запуск двигателя производится воспламенителем, установленным через сопло в канал двигателя.

Технические характеристики двигателя РДК-1000:

- масса снаряженного двигателя 1,6 кг;
- диаметр критического сечения 10 мм;
- масса топлива 1,0 кг;
- импульс тяги 1,0...1,2 кНс;
- средняя тяга 260...270 Н;
- максимальная тяга 550...600 Н;
- время работы 3...3,5 с;
- удельный тяга 120 с;
- коэффициент запаса прочности корпуса 5,5.

Геометрические и технические характеристики РН-Е8:

- длина корпуса 1250 мм;
- диаметр корпуса 90 мм;
- полная масса 4,5 кг;
- масса топлива 1,0 кг;
- максимальная высота подъема 1,7 км;
- максимальная скорость подъема 300 м/с.

Осенью 2021 г. состоялось два успешных запуска ракеты-носителя РН-Е8. Стартовая электроника сработала без отклонений, благодаря чему старт был осуществлён с первой попытки.

Команда SteaMf разработала электрическую схему работы электроники РН согласно выбранным датчикам. Выполнение траекторных миссий полёта (высота, скорость, ускорение) проводились с помощью модуля GY-86 [2]. Координаты местоположения РН успешно определялись с помощью GPS модуля. С помощью GSM модуля команда SteaMf постоянно получала SMS. Запись всех полезных данных производилась через съёмный носитель с помощью модуля SD карты. Помимо этого, в данном проекте использовались NEO-8m и MEGA 2560 Pro [3, 4]. При начале движения ракеты-носителя РН-Е8 от стартового стола выдергивалась чека и запускался алгоритм работы. Также запускалась система звукового оповещения для облегчения поиска РН после приземления. Реализация датчика апогея производилась с помощью таймера, который начинал свою работу при отделении чеки. Воспламенение вышибного заряда производилось с помощью реле и отдельного источника питания.

Выводы. Данный проект РН-Е8 разработан с использованием твердотопливного двигателя и имеет ряд преимуществ перед другими БПЛА при использовании в метеорологических целях. Ракета-носитель РН-Е8 имеет относительно малую массу, а также способна разгоняться до 300 м/с. Данная ракета-носитель выполнена из прочных компонентов, что делает возможным ее многократное применение.

Литература

- [1] Real Rockets. URL: <http://real-rockets.ru/> (дата обращения 24.12.2021).
- [2] 10-осевой сенсорный модуль GY-86 (MPU6050+HMC5883L+MS5611). URL: <https://www.yourduino.ru/product/10-osevoy-sensornyy-modul-gy-86> (дата обращения 24.12.2021).
- [3] GPS-модуль NEO-M8N. URL: <https://iarduino.ru/shop/Expansion-payments/gps-modul-neo-m8n.html> (дата обращения 24.12.2021).
- [4] Плата MEGA2560 Pro Embed (Arduino-совместимая) USB CH340G RobotDyn. URL: https://amperkot.ru/products/plata_mega2560_pro_embed__arduinovovmestimaya_usb_ch340g_robotdyn/25169614.html (дата обращения 24.12.2021).

Carrier Rocket RN-E8 as a Means of Meteorological Research

Vlasenko Ekaterina Aleksandrovna ekaterina_apelsin@mail.ru

BSTU "VOENMEH" named after D.F. Ustinov

Yudakov Veniamin Eduardovich qwerty20609@gmail.com

BSTU "VOENMEH" named after D.F. Ustinov

Karasev Bogdan Sergeevich bodyaassssa@gmail.com

BSTU "VOENMEH" named after D.F. Ustinov

Based on the tests carried out on the RN-E8 launch vehicle, a number of advantages of this project in comparison with other unmanned aerial vehicles are given as a probe launch system in the environmental research. The development of an electrical circuit of the launch vehicle electronics and applied sensors is described. It also substantiates the use of a block-modular approach in design and the choice of carbon fiber reinforced plastic as a main body material of the rocket in order to improve the strength and reliability of the structure.

Keywords: launch vehicle, unmanned aerial vehicle, atmospheric probe, modular design

References

- [1] Real Rockets. Available at: <http://real-rockets.ru/> (accessed December 24, 2021).
- [2] GY-86 10DOF Flight Control Module (MPU6050+HMC5883L+MS5611). Available at: <https://www.yourduino.ru/product/10-osevoy-sensornyy-modul-gy-86> (accessed December 24, 2021).
- [3] GPS module, NEO-M8N. Available at: <https://iarduino.ru/shop/Expansion-payments/gps-modul-neo-m8n.html> (accessed December 24, 2021).
- [4] MEGA2560 Pro Embed Board (Arduino Compatible) USB CH340G RobotDyn. Available at: https://amperkot.ru/products/plata_mega2560_pro_embed__arduinovovmestimaya_usb_ch340g_robotdyn/25169614.html (accessed December 24, 2021).

УДК 691.175.3

Анализ сечений тонкостенных композитных элементов конструкций, изготовленных методом трехмерной печати

Глушко Никита Александрович

glushko@anisoprint.com

МГТУ им. Н.Э. Баумана; ООО «Анизопринт»

Хазиев Алексей Равкатович

Khaziev@anisoprint.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана; ООО «Анизопринт»

Азаров Андрей Валерьевич

azarov@anisoprint.com

МГТУ им. Н.Э. Баумана; ООО «Анизопринт»

Предложен инженерный подход к анализу прочности балочных тонкостенных композитных элементов конструкций, изготовленных методом трехмерной печати, находящихся в условиях комбинированного нагружения — косоугольного изгиба и свободного кручения. Подход учитывает особенности внутренней структуры 3D-печатных композитных элементов и основывается на теории изгиба балок и уравнениях механики тонкостенных балок. Для анализа прочности предлагается использование квадратичных критериев разрушения композитов.

Ключевые слова: композитные материалы, аддитивные технологии, 3D-печать композитов, изгиб композитных балок, кручение тонкостенных стержней

С интенсивным развитием цифровых технологий связано появление большого количества численных методов и инженерного программного обеспечения, которые позволяют решать сложные научно-технические задачи [1, 2]. Несмотря на это, в мировом авиастроении и космической промышленности по-прежнему широко применяются инженерные аналитические подходы к оценке прочности элементов конструкций [3]. Ценность таких подходов заключается в простоте их применения, надежности и простоте анализа получаемых результатов. Развитие новых технологий приводит к разработке новых методов анализа и проектирования конструкций. Одним из современных способов изготовления конструктивных элементов малой массы является трехмерная печать изделий из композиционных материалов, армированных непрерывными волокнами [4, 5]. Появление этой технологии неизбежно требует привлечения новых подходов к прочностному расчету изготавливаемых деталей.

Предложен инженерный подход к анализу 3D-печатных тонкостенных балочных композитных элементов конструкций прямоугольного сечения и сложной внутренней структуры. Подход основан на совместном применении теории изгиба балок, и уравнений механики тонкостенных балок [6]. Поперечное сечение представляется в виде тонкостенного профиля, имеющего неоднородную слоистую структуру, подкрепленного ребрами жесткости, армированными вдоль оси балки и расположенными по углам сечения. Таким образом, использовалось предположение о том, что ребра испытывают растяжение/сжатие, которое можно описать следующей системой уравнений для деформаций:

$$\begin{aligned}\varepsilon_z^r &= \frac{P_z}{B} + \frac{M_x}{D_x} y_i^r + \frac{M_y}{D_y} x_i^r; \\ 0 &= B_{21} \varepsilon_z^r + B_{22} \varepsilon_x^r; \\ \gamma_{zx}^r &= 0.\end{aligned}$$

Здесь P_z — осевая растягивающая/сжимающая сила; M_x, M_y — изгибающие моменты; B — осевая жесткость; D_x, D_y — изгибные жесткости; x_i^r, y_i^r — координаты ребер; B_{mn} — мембранные жесткости сечения.

В то же время стенки профиля помимо растяжения/сжатия испытывают сдвиг от кручения и поперечного изгиба. Определяющие уравнения для стенок представлены ниже:

$$\begin{aligned}\varepsilon_z^w &= \frac{P_z}{B} + \frac{M_x}{D_x} y_i^w + \frac{M_y}{D_y} x_i^w; \\ 0 &= B_{21} \varepsilon_z^w + B_{22} \varepsilon_x^w; \\ \gamma_{zs}^w &= \frac{1}{B_{44}} \left(Q_x F_x(s) + Q_y F_y(s) + \frac{T_z}{2A} \right); \\ F_x(s) &= -\frac{1}{D_y} [\bar{S}_{sy}(s) - \frac{1}{2A} \int_s \bar{S}_{sy}(s) r ds]; \\ F_y(s) &= -\frac{1}{D_x} [\bar{S}_{sx}(s) - \frac{1}{2A} \int_s \bar{S}_{sx}(s) r ds].\end{aligned}$$

Здесь x_i^w, y_i^w — координаты контрольных точек контура; Q_x, Q_y — перерезывающие силы; T_z — крутящий момент; A — площадь, ограниченная контуром поперечного сечения; B_{44} — сдвиговая мембранная жесткость сечения; $\bar{S}_{sx}(s), \bar{S}_{sy}(s)$ — смешанные жесткости сечения, зависящие от естественной координаты s ; r — расстояние от центра тяжести до линии контура сечения.

Для оценки прочности в данном подходе использовались квадратичные критерии прочности вида:

$$F(\sigma_1, \sigma_2, \tau_{12}) = F_1 \sigma_1 + F_2 \sigma_2 + F_{11} \sigma_1^2 + F_{12} \sigma_1 \sigma_2 + F_{22} \sigma_2^2 + S_{12} \tau_{12}^2 = 1,$$

где $\sigma_1, \sigma_2, \tau_{12}$ — нормальные и касательные напряжения в главных осях ортотропии; $F_1, F_2, F_{11}, F_{12}, F_{22}, S_{12}$ — коэффициенты, зависящие от вида критерия прочности и получаемые из экспериментальных данных.

Разработанный аналитический подход позволяет оценивать прочность 3D-печатных композитных деталей, не прибегая к конечно-элементному анализу для каждого отдельного случая. Подход существенно упрощает и ускоряет процесс проектирования. В дальнейшем планируется разработка схожей модели для расчета 3D-печатных деталей с сетчатым заполнением. Необходимо отметить, что разработанная модель применима только для ортотропных вариантов укладок. Для учета анизотропных структур, необходима доработка модели, которая планируется в дальнейшем [7, 8].

Литература

- [1] Fedulov B., Fedorenko A., Khaziev A., Antonov F. Optimization of parts manufactured using continuous fiber three-dimensional printing technology // Composites. Part B: Engineering. 2021. Vol. 227. Art. no. 109406. DOI: 10.1016/j.compositesb.2021.109406
- [2] Глушко Н.А., Азаров А.В., Хазиев А.Р., Колесников В.А. Разработка композитного сетчатого корпуса малого космического аппарата, изготавливаемого методом трехмерной печати // VI Международная конференция «Аддитивные технологии: настоящее и будущее». М.: ВИАМ, 2020. С. 37–44.

- [3] Khaziev A.R., Boshers C.D. Improved efficiency in the buckling analysis of composite laminated rectangular plates // 26th Annual Technical Conference of the American Society for Composites. Montreal, Quebec, Canada. 2011. Vol. 1068. URL: https://www.researchgate.net/publication/336374831_Improved_efficiency_in_the_buckling_analysis_of_composite_laminated_rectangular_plates (дата обращения 12.12.2021).
- [4] Adumitroaie A., Antonov F., Khaziev A., Azarov A., Golubev M., Vasiliev V. Novel Continuous Fiber Bi-Matrix Composite 3-D Printing Technology // Materials. 2019. Vol. 12. Art. no. DOI: 3011. 10.3390/ma12183011
- [5] Azarov A., Antonov F., Vasilev V., Golubev M., Krasovskii D., Razin A., Salov V., Stupnikov V., Khaziev A. Development of a two-matrix composite material fabricated by 3D printing // Polymer Science. Series D. 2017. Vol. 10. Iss. 1. Pp. 87–90. DOI: 10.1134/S1995421217010026
- [6] Vasiliev V.V., Morozov E. Advanced Mechanics of Composite Materials and Structural Elements. Third ed. Amsterdam: Elsevier Science, 2013. 816 p. DOI: 10.1016/C2011-0-07135-1
- [7] Grigorev S.N., Krasnovskii A.N., Khaziev A.R. The design of composite anisotropic rods // International polymer science and technology. 2013. Vol. 40. No. 4. Pp. 37–42.
- [8] Johnson E.R., Vasiliev V.V., Vasiliev D.V. Anisotropic thin-walled beams with closed cross-sectional contours // AIAA journal. 2001. Vol. 39. No. 12. Pp. 2389–2393.

Cross-Sectional Analysis of Thin-Walled 3D Printed Structural Elements

Glushko Nikita Alexandrovich glushko@anisoprint.com

BMSTU; Anisoprint LLC

Khaziev Aleksey Ravkatovich Khaziev@anisoprint.ru

BMSTU; Anisoprint LLC

Azarov Andrey Valeryevich azarov@anisoprint.com

BMSTU; Anisoprint LLC

An engineering approach to the strength analysis of beam thin-walled composite structural elements fabricated by three-dimensional printing under conditions of combined loading — oblique transverse bending and free torsion is proposed. The approach takes into account the peculiarities of the internal structure of 3D printed composite elements and is based on the theory of beam bending and the equations of the mechanics of thin-walled beams. The use of quadratic fracture criteria for composites is proposed for strength analysis.

Keywords: composite materials, additive manufacturing, composite 3D printing, bending of composite beams, torsion of thin-walled beams

References

- [1] Fedulov B., Fedorenko A., Khaziev A., Antonov F. Optimization of parts manufactured using continuous fiber three-dimensional printing technology. Composites, Part B, Engineering, 2021, vol. 227, art. no. 109406. DOI: 10.1016/j.compositesb.2021.109406
- [2] Glushko N.A., Azarov A.V., Khaziev A.R., Kolesnikov V.A. Razrabotka kompozitnogo setchatogo korpusa malogo kosmicheskogo apparata, izgotavlivaemogo metodom trekhmernoy pechati [Development of a composite mesh body of a small spacecraft manufactured by the method of three-dimensional printing]. Proceedings of the VI International Conference “Additive Technologies: present and future”. Moscow: VIAM, 2020, pp. 37–44. (in Russ.).
- [3] Khaziev A.R., Boshers C.D. Improved efficiency in the buckling analysis of composite laminated rectangular plates. Proceedings of the 26th Annual Technical Conference of the American Society for Composites. Montreal, Quebec, Canada. 2011. Vol. 1068. Available at: <https://www.researchgate.net/>

publication/336374831_Improved_efficiency_in_the_buckling_analysis_of_composite_laminated_rectangular_plates (accessed December 12, 2021).

- [4] Adumitroaie A., Antonov F., Khaziev A., Azarov A., Golubev M., Vasiliev V. Novel Continuous Fiber Bi-Matrix Composite 3-D Printing Technology. *Materials*, 2019, vol. 12, art. no. DOI: 3011.10.3390/ma12183011
- [5] Azarov A., Antonov F., Vasilev V., Golubev M., Krasovskii D., Razin A., Salov V., Stupnikov V., Khaziev A. Development of a two-matrix composite material fabricated by 3D printing. *Polymer Science, Series D*, 2017, vol. 10, iss. 1, pp. 87–90. DOI: 10.1134/S1995421217010026
- [6] Vasiliev V.V., Morozov E. *Advanced Mechanics of Composite Materials and Structural Elements*. Third ed. Amsterdam, Elsevier Science, 2013, 816 p. DOI: 10.1016/C2011-0-07135-1
- [7] Grigorev S.N., Krasnovskii A.N., Khaziev A.R. The design of composite anisotropic rods. *International polymer science and technology*, 2013, vol. 40, no. 4, pp. 37–42.
- [8] Johnson E.R., Vasiliev V.V., Vasiliev D.V. Anisotropic thin-walled beams with closed cross-sectional contours. *AIAA journal*, 2001, vol. 39, no. 12, pp. 2389–2393.

УДК 534.1

Динамические модели посадки многоразового космического летательного аппарата на поверхность небесных тел солнечной системы

Гончаров Дмитрий Александрович

zorghhh@yandex.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Пожалостин Алексей Алексеевич

a.pozhalostin11@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Рассмотрена эквивалентная маятниковая модель для аппарата цилиндрической формы при исследовании поперечной устойчивости космического летательного аппарата с жидкостными компонентами топлива. Анализируя задачу о колебаниях жидкости, заполняющей полость цилиндрической формы, можно получить аналитические решения в виде разложения по собственным функциям Бесселя 1-го рода для краевой задачи Неймана в цилиндрической области. Показана поперечная статическая устойчивость эквивалентной механической системы в зависимости от интенсивности гравитационных сил.

Ключевые слова: многоразовый летательный аппарат, поперечная устойчивость, колебания, посадка

С 2010 по 2021 год возникло множество различных концепций развития и применения многоразовых космических летательных аппаратов [1]. Не будет преувеличением отметить, что в минувшем десятилетии сама концепция многоразовых транспортных космических систем претерпела революционные изменения, что, в частности, выражается не только в расширении спектра возможных технических решений по многоразовым транспортным космическим системам, но и в исследовании возможностей применения таких систем для полетов к небесным телам солнечной системы, в частности, к Луне [2]. Посадка аппарата цилиндрической формы на поверхности небесных тел солнечной системы, в условиях сниженной гравитации, топливные баки которых заполнены значительным объемом остатков жидкого топлива, является

комплексной проблемой, которая вызывает к жизни некоторые актуальные проблемы динамики космических летательных аппаратов.

Рассматриваются следующие проблемы конструкции и динамики космических летательных аппаратов, возникающие при посадке элементов многоразовых транспортных космических систем на небесные тела солнечной системы:

- поперечная устойчивость космического летательного аппарата с компонентами жидкого топлива в условиях малой гравитации;
- ударная посадка космического летательного аппарата цилиндрической формы на упругое основание;
- конструктивные варианты исполнения внутрибаковых элементов для обеспечения многократного запуска двигательной установки в условиях невесомости и малой гравитации;
- затухание поперечных и продольных колебаний компонент жидкого топлива космического летательного аппарата, обусловленное взаимодействием жидкостей с внутрибаковыми элементами.

При исследовании поперечной устойчивости космического летательного аппарата с жидкостными компонентами топлива была рассмотрена эквивалентная маятниковая модель для аппарата цилиндрической формы. Рассматривая задачу о колебаниях жидкости, заполняющей полость цилиндрической формы, можно получить аналитические решения в виде разложения по собственным функциям Бесселя 1-го рода для краевой задачи Неймана в цилиндрической области [3]. Исследовалась поперечная статическая устойчивость эквивалентной механической системы в зависимости от интенсивности гравитационных сил.

Задача об ударной посадке космического летательного аппарата на упругое основание рассматривалась в эквивалентной механической постановке, взаимодействие жидкости с корпусом исследовалось посредством механических аналогов — осцилляторов, удар полагался неупругим. Данная задача обусловлена механикой посадки на поверхность и конструкцией перспективных космических летательных аппаратов.

Многоразовый космический летательный аппарат, как элемент многоразовой транспортной космической системы, способный к посадке на различные небесные тела солнечной системы обладает рядом конструктивных особенностей, в частности, возможностью многократного запуска маршевой двигательной установки, в том числе и из состояния малой гравитации и невесомости. Существуют различные способы решения этой проблемы [4], но все они, так или иначе, обуславливают взаимодействие жидкого топлива с внутрибаковыми элементами конструкции. Была рассмотрено затухание колебаний, вследствие взаимодействия жидкого топлива с капиллярным фазовым экраном, аналогичным показанному, например в [5].

Литература

- [1] Baiocco P. Overview of reusable space systems with a look to technology aspects // *Acta Astronautica*. 2021. Vol. 189. Pp. 10–25. DOI: 10.1016/j.actaastro.2021.07.039
- [2] NASA's Management of The Artemis Missions. Report no. IG-22-003. Oig.nasa.gov. URL: <https://oig.nasa.gov/docs/IG-22-003.pdf> (дата обращения 23.11.2021).
- [3] Пожалостин А.А., Гончаров Д.А. Свободные осесимметричные колебания двухслойной жидкости с упругим разделителем между слоями // *Известия высших учебных заведений. Авиационная техника*. 2015. № 1. С. 31–34.

- [4] Сердюк В.К. Проектирование средств выведения космических аппаратов. М.: Машиностроение, 2009. 504 с.
- [5] Гончаров Д.А., Пожалостин А.А. Исследования осесимметричных колебаний жидкости в цилиндрическом сосуде с пористой перегородкой // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. 2021. № 1. С. 66–71.

Dynamic Models of Landing a Reusable Spacecraft on the Surface of Celestial Bodies of the Solar System

Goncharov Dmitrii Alexandrovich
BMSTU

zorghhh@yandex.ru

Pozhalostin Aleksei Alekseevich
BMSTU

a.pozhalostin11@mail.ru

An equivalent pendulum model for a cylindrical-shaped spacecraft was considered, when studying the transverse stability of a spacecraft with liquid fuel components. Considering the problem of vibrations of a fluid filling a cylindrical cavity, it is possible to obtain analytical solutions in the form of a decomposition by Bessel eigenfunctions of the 1st kind for the Neumann boundary value problem in a cylindrical domain. The transverse static stability of an equivalent mechanical system was studied depending on the intensity of gravitational forces.

Keywords: reusable spacecraft, lateral stability, oscillations, landing

References

- [1] Baiocco P. Overview of reusable space systems with a look to technology aspects. Acta Astronautica, 2021, vol. 189, pp. 10–25. DOI: 10.1016/j.actaastro.2021.07.039
- [2] NASA's Management of The Artemis Missions. Report no. IG-22-003. Oig.nasa.gov. Available at: <https://oig.nasa.gov/docs/IG-22-003.pdf> (accessed November 23, 2021).
- [3] Pozhalostin A.A., Goncharov D.A. Free axisymmetric oscillations of a two-layer liquid with an elastic separator between layers. Russian Aeronautics, 2015, vol. 58, no. 1, pp. 37–41.
- [4] Serdyuk V.K. Proektirovanie sredstv vyvedeniya kosmicheskikh apparatov [Design of spacecraft launch vehicles]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 2009, 504 p.
- [5] Goncharov D.A., Pozhalostin A.A. Experimental study of axisymmetric vibrations of a liquid in a cylindrical vessel with a porous partition. Russian Aeronautics, 2021, vol. 64, no. 1, pp. 71–76.

УДК 629.784

Выбор рационального варианта теплозащитного покрытия малого спускаемого аппарата

Григорян Вадим Игоревич

grigoryanvi@student.bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Горбунова Кристина Викторовна

gorbunova_kristina99@rambler.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Просунцов Павел Викторович

pavel.prosuntsov@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Ашихмина Екатерина Руслановна

ashikhminaer@student.bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Рассмотрено термоаэродинамическое моделирование обтекания двух вариантов формы малого спускаемого аппарата, прогрева и разрушения представительного элемента тепловой защиты и выполнена оптимизация толщин слоев покрытия. На основе полученных данных была выбрана рациональная форма малого спускаемого аппарата и структура его тепловой защиты, обеспечивающая требуемый тепловой режим внутри аппарата и обладающая минимальной массой.

Ключевые слова: спускаемый аппарат, тепловая защита, абляция, композиционные материалы, спуск в атмосфере

Расширение масштабов биологических экспериментов, проводимых на МКС, требует создания технических средств для регулярного и экономически эффективного возвращения наработанных материалов на Землю. Отправка образцов биологических материалов в ходе пилотируемых экспедиций не обеспечивает необходимой ритмичности и увеличивает сроки проведения экспериментов. Перспективным средством доставки результатов исследований являются специальные малые спускаемые аппараты (МСА), которые могут постоянно размещаться на станции и быть задействованы в любой момент. Имеется опыт использования подобных МСА на советских орбитальных станциях «Салют», «Мир», где использовались капсулы спуска информации (КСИ) и «Радуга» соответственно [1]. Однако в настоящее время при эксплуатации МКС МСА не применяются, за исключением однократного испытания японской капсулы «HSRC» [2].

Главной особенностью проектирования тепловой защиты МСА, по сравнению со спускаемыми аппаратами пилотируемых космических кораблей, является существенно больший уровень теплового потока, воздействующего на лобовую часть теплозащитного щита. Это связано с меньшим размером и радиусом затупления щита [3]. В то же время при возвращении образцов биологических материалов предъявляются крайне жесткие требования к температурному режиму отсека полезной нагрузки, так максимальная температура не должна превышать 50 °С. Все это делает актуальным создание эффективного теплозащитного покрытия МСА, основанного на современных теплозащитных материалах и имеющего высокую весовую эффективность.

Объектом исследования является модель МСА, предназначенного для спуска с МКС результатов биологических экспериментов, в настоящее время разрабатываемо-

го в Молодежном космическом центре (МКЦ) в МГТУ им. Н.Э. Баумана [4]. Система тепловой защиты МСА основана на использовании современных абляционных композиционных материалы (КМ) на основе эпоксидного или фенолформальдегидного связующего и углеродного или силикатного наполнителя. Данный класс материалов обладает низким коэффициентом теплопроводности, большим тепловым эффектом деструкции и низкой плотностью. В процессе эксплуатации теплозащитного покрытия происходит прогрев и термическая деструкция полимерного связующего, с образованием газообразных продуктов разложения, которые вдуваются в пограничный слой, увеличивая его толщину и отгесняя слой высокоэнтальпийного газа [5]. Для обеспечения необходимого теплового режима силовой конструкции и полезной нагрузки в состав покрытия включен теплоизоляционный материал с малой теплопроводностью.

В настоящее время открытым остается вопрос о выборе оптимальной формы МСА. Наиболее вероятными кандидатами формы МСА являются сфера диаметром 600 мм и усеченный конус с диаметром основания 600 мм, высотой 585 мм и радиусом кривизны лобовой поверхности 530 мм. При одинаковом внутреннем объеме сфера имеет наименьшую внешнюю поверхность, что потенциально может привести к снижению веса теплозащитного покрытия. А в случае МСА конической формы уровень тепловых нагрузок, а, следовательно, и толщина покрытия на лобовом щите будут меньше, но общая площадь поверхности аппарата возрастет.

Для проектирования теплозащитного покрытия МСА необходимы данные о пространственно-временном распределении тепловой нагрузки, действующей на лобовой щит на этапе спуска на Землю. Для этого было проведено моделирование обтекания МСА с использованием пакета программ ANSYS Fluent [6]. Считалось, что поверхность МСА является адиабатической, и поэтому конвективный тепловой поток, подводимый к ней, равен радиационному потоку, излучаемому в окружающее пространство. При проведении моделирования использовалась модель турбулентности Transition SST. При этом учитывалось, что при торможении набегающего потока происходит его нагрев и диссоциация газа. Процессы диссоциации описывались в рамках пятикомпонентной модели Парка [7]. Моделирование проводилось для ряда наиболее теплонагруженных точек траектории спуска МСА, и были получены распределения энтальпии газа и коэффициента теплоотдачи по поверхности МСА. Анализ результатов показал, что максимальный уровень теплового потока на лобовом щите МСА сферической формы составил $860,9 \text{ кВт/м}^2$, а для аппарата конической формы — $289,8 \text{ кВт/м}^2$.

На основе определенных таким образом тепловых нагрузок решалась задача оптимизации толщин слоев теплозащитного покрытия МСА. В качестве инструмента моделирования использовался пакет программ MSC Marc [8], который позволяет достаточно точно учесть эффекты деструкции абляционного материала теплозащитного покрытия. Принималось, что внешний слой покрытия выполнен из материала «PICA», на основе фенолформальдегидного связующего и углеродного волокнистого каркаса «FiberForm», используемого на аппаратах «Dragon» и «Stardust» [9]. В качестве теплоизолирующего слоя предполагается использование войлока из арамидных волокон «Nomex», который размещался на силовом каркасе аппарата, выполненном из алюминиевого сплава АМг6. Решалась задача оптимизации толщин слоев абляционного и теплоизоляционного материала при наложении ограничений на уровни допустимых рабочих температур материалов и максимальной температуры внутри конструкции аппарата. В качестве критерия оптимизации выступала масса теплозащитного покрытия.

В результате были определены оптимальные толщины слоев тепловой защиты, которые для лобового щита МСА сферической формы составили 70 мм материала «РІСА» и 25 мм материала «Nomex», а для аппарата конической формы — 63 мм и 28 мм соответственно. Сравнение вариантов теплозащитного покрытия МСА различной формы показало, что предпочтительным вариантом формы МСА является усеченный конус. При этой форме происходит снижение максимальной температуры в критической точке на поверхности щита на 340 К и массы теплозащитного покрытия на 710 г. При этом считалось, что для МСА сферической формы тепловая защита покрывает всю его поверхность, а для конического МСА — только его лобовую часть.

Литература

- [1] Мировая пилотируемая космонавтика. История. Техника. Люди. Батурин Ю.М. ред. М.: РТСофт, 2005. 752 с.
- [2] Fujimoto K. Computational aerothermodynamics for HTV small re-entry capsule project // 8th European Conference for Aeronautics and Space Sciences. 2019. 20 p. DOI: 10.13009/EUCASS2019-755
- [3] Горский В.В. Теоретические основы расчета абляционной тепловой защиты. М.: Научный мир, 2015. 688 с.
- [4] Павлюченко В.А., Котловских П.П., Денисов М.А. Разработка авторотирующего спускаемого аппарата для доставки малых научных грузов с МКС // XLIV Академические чтения по космонавтике (Королёвские чтения – 2020): сб. тез.: в 2 т. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2020. Т. 2. С. 79–80.
- [5] Никитин П.В. Тепловая защита. М.: МАИ, 2006. 510 с.
- [6] Ашихмина Е.Р., Агеева Т.Г., Просунцов П.В. Тепловое проектирование обшивки крыла многоразового космического аппарата туристического класса // Инженерный журнал: наука и инновации. 2017. № 12 (72). 13 с. DOI: 10.18698/2308-6033-2017-12-1712
- [7] Шоев Г.В. Разработка и апробация методики численного моделирования термических неравновесных диссоциирующих течений в ANSYS Fluent // Теплофизика и аэромеханика. 2016. Т. 23, № 2. С. 159–171.
- [8] Резник С.В., Просунцов П.В., Михайловский К.В. Отработка элементов многоразового теплозащитного покрытия из углерод-керамического композиционного материала 1. Теоретический прогноз // Инженерно-физический журнал. 2019. Т. 92, № 1. С. 93–99.
- [9] Agrawal P., Chavez-Garcia J.F., Pham J. Fracture in phenolic impregnated carbon ablator // Journal of Spacecraft and Rockets. 2013. Vol. 50, no. 4. Pp. 735–741.

Selection of the Rational Thermal Protection Structure for the Small Reentry Capsule

Grigoryan Vadim Igorevich BMSTU	grigoryanvi@student.bmstu.ru
Gorbunova Kristina Viktorovna BMSTU	gorbunova_kristina99@rambler.ru
Prosuntsov Pavel Victorovich BMSTU	pavel.prosuntsov@mail.ru
Ashikhmina Ekaterina Ruslanovna BMSTU	ashikhminaer@student.bmstu.ru

It is a difficult task to define the optimal shape and structure of the thermal protection system of the small reentry capsule that requires in-depth research. The heat flux during capsule reentry is

higher than for traditional manned spacecraft due to its small size. Thermo-aerodynamic modeling of flow around two shape types of the small reentry capsule was performed. Heating and destruction analysis of the representative element of the heat shield was carried out and optimization of thermal protection system layer thickness was conducted. Based on the data obtained, a rational shape of the small reentry capsule and its thermal protection system structure that provides the required temperature inside the vehicle and has a minimum mass was chosen.

Keywords: reentry vehicle, thermal protection systems, ablation, composite materials, atmospheric entry

References

- [1] Mirovaya pilotiruemaya kosmonavtika. Istoriya. Tekhnika. Lyudi [World manned cosmonautics. History. Technic. People.]. Baturin Yu.M. Eds. Moscow, RTSoft Publ., 2005, 752 p. (In Russ.).
- [2] Fujimoto K. Computational aerothermodynamics for HTV small re-entry capsule project. 8th European Conference for Aeronautics and Space Sciences, 2019, 20 p. DOI: 10.13009/EUCASS2019-755
- [3] Gorskiy V.V. Teoreticheskie osnovy rascheta ablyatsionnoy teplovoy zashchity [Theoretical bases of calculation of ablative thermal protection]. Moscow, Nauchnyy mir Publ., 2015, 688 p. (In Russ.).
- [4] Pavlyuchenko V.A., Kotlovskikh P.P., Denisov M.A. Razrabotka avtorotiruyushchego spuskaemogo apparata dlya dostavki malykh nauchnykh gruzov s MKS [Development of an autorotation lander for the delivery of small scientific cargo from the ISS]. XLIV Akademicheskie chteniya po kosmonavtike (Korolevskie chteniya – 2020) [XLIV Academic Readings on cosmonautics (Korolev Readings – 2020)]: collection of abstracts: in 2 vols. Moscow, BMSTU Press, 2020, vol. 2, pp. 79–80. (In Russ.).
- [5] Nikitin P.V. Teplovaya zashchita [Thermal protection]. Moscow, MAI Publ., 2006, 510 p. (In Russ.).
- [6] Ashikhmina E.R., Ageeva T.G., Prosuntsov P.V. Teplovoe proektirovanie obshivki kryla mnogorazovogo kosmicheskogo apparata turisticheskogo klassa [Thermal design of the wing skin of a tourist class reusable spacecraft]. Inzhenernyy zhurnal: nauka i innovatsii [Engineering journal: science and innovation], 2017, no. 12 (72), 13 p. (In Russ.). DOI: 10.18698/2308-6033-2017-12-1712.
- [7] Shoev G.V. Razrabotka i aprobatsiya metodiki chislennogo modelirovaniya termicheskikh neravnovesnykh dissotsiiruyushchikh techeniy v ANSYS Fluent [Development and testing of a numerical simulation method for thermally none-equilibrium dissociating flows in ANSYS Fluent]. Teplofizika i aeromekhanika [Thermophysics and Aeromechanics], 2016, vol. 23, no. 2, pp. 159–171. (In Russ.). DOI: 10.1134/S0869864316020013
- [8] Reznik S.V., Prosuntsov P.V., Mikhaylovskiy K.V. Otrabotka elementov mnogorazovogo teplozashchitnogo pokrytiya iz uglerod-keramicheskogo kompozitsionnogo materiala 1. Teoreticheskiy prognoz [Development of elements of a reusable heat-protective coating made of carbon-ceramic composite material 1. Theoretical forecast]. Inzhenerno-fizicheskiy zhurnal [Engineering Physics Journal], 2019, vol. 92, no. 1, pp. 93–99. (In Russ.).
- [9] Agrawal P., Chavez-Garcia J.F., Pham J. Fracture in phenolic impregnated carbon ablator. Journal of Spacecraft and Rockets, 2013, vol. 50, no. 4, pp. 735–741.

УДК 621.7.04

Волнообразование лейнеров в металлокомпозитных баллонах давления

Егоров Антон Витальевич

av_egorov@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Егоров Виталий Николаевич

vnegorov51@yandex.ru

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Исследовано деформирование металлокомпозитного баллона давления с тонкостенным стальным лейнером, включая проблему волнообразования лейнеров при изготовлении и эксплуатации таких баллонов, на примере нагрева контактно-стесненного кольца. В качестве расчетной схемы рассмотрена цилиндрическая часть баллона. Для нее построена 3D-конечно-элементная модель с учетом односторонней связи лейнера и оболочки на поверхности контакта. Принято во внимание повышение температуры кольца во времени. Анализ деформирования конструкции проведен по методологии динамического анализа. Расчеты выполнены в программном комплексе LS-DYNA в динамической постановке. Сравнение полученных результатов расчетов с данными известного из литературы эксперимента показало хорошее совпадение, что свидетельствует о высокой точности расчета, а следовательно, о его применимости на практике. Предложенный подход позволяет провести оценку несущей способности контактно-стесненных оболочечных конструкций уже на этапе их проектирования.

Ключевые слова: металлокомпозитный баллон, стальной лейнер, расчет на устойчивость, динамический подход, метод конечных элементов, LS-DYNA

В связи с активным расширением сферы применения металлокомпозитных баллонов высокого давления (МКБВД) требуется более точная оценка их несущей способности, включая проблему волнообразования лейнеров при изготовлении и эксплуатации баллонов. Как отмечается в известных публикациях, посвященных исследованиям стесненных оболочечных конструкций, волнообразование лейнеров относится к недопустимым дефектам конструкции [1–4]. Появление такого механизма деформирования наиболее заметно сказывается в баллонах с тонкостенным стальным лейнером, которые и рассматриваются в данной работе.

За расчетную схему принята центральная цилиндрическая часть МКБВД, которая трактуется как конструкция кольцо — обойма (с жесткой обоймой), или контактно-стесненное кольцо. Анализ деформирования конструкции выполняется по методологии динамического анализа [5], согласно которой вводятся три определяющих фактора: объемность, технологические отклонения, режим реального времени; строится 3D-конечно-элементная модель конструкции с учетом односторонней связи лейнера и оболочки на поверхности контакта. Расчеты проводятся в программном комплексе LS-DYNA в динамической постановке. Считается, что в конструкции кольцо — обойма происходит температурное нагружение по кусочно-линейному закону только кольца, обойма имеет нулевой коэффициент линейного термического расширения. Из расчетов находится напряженно-деформированное состояние кольца в функции времени, что позволяет устанавливать по времени момент потери устойчивости кольца и по графику нагрузки определять критическую температуру.

Для конкретной конструкции кольцо — обойма найдена критическая температура, при которой отмечается потеря устойчивости кольца в виде местной волны де-

формации (складки). Проведенные сравнения полученной расчетом величины критической температуры [5, 6] с экспериментально замеренной температурой на идентичной конструкции кольцо — обойма в работе [1] показали хорошее согласование результатов.

Исследование процесса волнообразования лейнера в конструкции кольцо — обойма на основе предложенной методологии динамического анализа позволило представить процесс в виде изображений деформированного состояния кольца (лейнера) и графиков напряжений и деформаций в функции времени. При таком подходе удастся проследить во времени процесс зарождения и развития волны деформации в лейнере.

В работе рассмотрен МКБВД с тонкостенным стальным лейнером, применение которого снижает массу МКБВД по сравнению с алюминиевым лейнером. Деформирование МКБВД изучено в процессе температурного нагружения во времени кольца, что позволило установить начальную стадию местных перемещений кольца и стадию непосредственного формирования внутреннего лепестка (волны), связанного с локальной потерей устойчивости кольца. Решение задачи устойчивости контактно-стесненного кольца проведено по методологии динамического анализа в программе LS-DYNA. Выполненные расчеты подтвердили хорошее согласование результатов расчета и эксперимента, описанного в литературе. Таким образом, предложенный подход позволяет провести оценку несущей способности контактно-стесненных оболочечных конструкций уже на этапе их проектирования.

Литература

- [1] Васильев В.В., Мороз Н.Г. Композитные баллоны давления. Проектирование, расчет, изготовление и испытания: справ. пособие. М.: Машиностроение; Инновационное машиностроение, 2015. 373 с.
- [2] Москвичев В.В., Лепихин А.М., Буров А.Е., Доронин С.В. Расчетно-экспериментальная оценка прочности и предельных состояний композитных конструкций космических аппаратов // Космические аппараты и технологии. 2019. Т. 3, № 3 (29). С. 140–148. DOI: 10.26732/2618-7957-2019-3-140-148
- [3] Gavriilidis I., Karamanos S.A. Influence of lined pipe fabrication on liner wrinkling // Proceedings of the ASME 38th International Conference on Ocean, Offshore & Arctic Engineering, OMAE 2019. Glasgow, Scotland, UK. June 2019. 10 p. DOI: 10.1115/OMAEO2019-95743
- [4] Li Z., Zheng J., Meng L., Xingxing Z., Hu X. Nonlinear stability analysis of thin-walled steel pipe confined in soft bilayer medium // Engineering Structures. 2019. Vol. 196. Art. no. 109318. 9 p. DOI: 10.1016/j.engstruct.2019.109318
- [5] Егоров А.В. Программно-ориентированный подход к анализу перемещений в контактно-стесненных оболочечных конструкциях // Инженерный журнал: наука и инновации. 2020. Вып. 4 (100). 20 с. DOI: 10.18698/2308-6033-2020-4-1976
- [6] Egorov A.V. Technological stability of the liner in a separable metal composite pressure vessel // SAE Int J Aerosp. 2020. Vol. 13, no. 1. 15 p. DOI: 10.4271/01-13-01-0005

Wrinkling of Liners in Metal-Composite Pressure Vessels

Egorov Anton vitalievich

av_egorov@bmstu.ru

BMSTU

Egorov Vitaly Nikolaevich

vnegorov51@yandex.ru

Moscow Aviation Institute (National Research University)

The deformation of a separable metal-composite pressure vessel with a thin-walled steel liner, including the wrinkling problem of liners in the manufacture and operation processes of such cylinders, was investigated by the example of heating a ring. The cylindrical part of the vessel was taken as the design scheme. A 3D finite element model was built for it, taking into account the unilateral constraint of the liner–cage structure on the contact surface. The temperature rise of the ring over time was taken into account. Analysis of structure deformation is carried out according to the methodology of dynamic analysis. The calculations were performed using the LS-DYNA software package in a dynamic formulation. Comparison of the calculated results with the data of an experiment known from the literature showed good agreement, which indicates a high calculation accuracy, and, consequently, applicability in practice. Thus, the proposed approach makes it possible to assess the bearing capacity of contact-constrained shell structures already at the design stage.

Keywords: separable metal composite vessel, steel liner, stability analysis, dynamic approach, finite element method, LS-DYNA

References

- [1] Vasil'ev V.V., Moroz N.G. Kompozitnye ballony davleniya. Proektirovanie, raschet, izgotovlenie i ispytaniya: sprav. posobie [Composite pressure cylinders. Designing, calculating, manufacturing and testing: a reference book]. Moscow, Mashinostroenie; Innovatsionnoe mashinostroenie Publ., 2015. 373 p.
- [2] Moskvichev V.V., Lepikhin A.M., Burov A.E., Doronin S.V. Raschetno-eksperimental'naya otsenka prochnosti i predel'nykh sostoyanii kompozitnykh konstruksii kosmicheskikh apparatov [Computational and experimental evaluation of the strength and limiting states of composite structures of spacecraft]. Kosmicheskie apparaty i tekhnologii [Space vehicles and technologies], 2019, vol. 3, no. 3 (29), pp. 140–148. DOI: 10.26732/2618-7957-2019-3-140-148 (In Russ.).
- [3] Gavriilidis I., Karamanos S.A. Influence of lined pipe fabrication on liner wrinkling. Proceedings of the ASME 38th International Conference on Ocean, Offshore & Arctic Engineering, OMAE 2019. Glasgow, Scotland, UK. June 2019, 10 p. DOI: 10.1115/OMAE2019-95743
- [4] Li Z., Zheng J., Meng L., Xingxing Z., Hu X. Nonlinear stability analysis of thin-walled steel pipe confined in soft bilayer medium. Engineering Structures, 2019, vol. 196, art. ID 109318, 9 p. DOI: 10.1016/j.engstruct.2019.109318
- [5] Egorov A.V. Programmno-orientirovannyi podkhod k analizu peremeshchenii v kontaktno-stesnennykh obolocheknykh konstruksiyakh [Software-based approach to the analysis of displacements in contact-constrained shell structures]. Inzhenernyy zhurnal: nauka i innovatsii [Engineering Journal: Science and Innovation], 2020, iss. 4, 20 p. DOI: 10.18698/2308-6033-2020-4-1976 (In Russ.).
- [6] Egorov A.V. Technological stability of the liner in a separable metal composite pressure vessel. SAE Int J Aerosp, 2020, vol. 13, no. 1, 15 p. DOI: 10.4271/01-13-01-0005

УДК 629.7.05

Проектирование системы обеспечения теплового режима модуля аккумуляторных батарей наноспутника формата CubeSat

Елисов Николай Алексеевич Самарский университет	mr07th@gmail.com
Ломака Игорь Андреевич Самарский университет	igorlomaka63@gmail.com
Болтов Елисей Александрович Самарский университет	boltov_ea@mail.ru
Шафран Степан Вячеславович Самарский университет	mailbox-kddk@mail.ru
Кумарин Алексей Андреевич Самарский университет	alky_samara@mail.ru

Рассмотрен подход к проектированию системы обеспечения теплового режима модуля аккумуляторных батарей наноспутника, состоящий из двух этапов. Первый этап включает в себя оценку максимальных потерь энергии модуля аккумуляторных батарей при полете наноспутника на теневой стороне орбиты. Второй этап заключается в расчете процесса теплопередачи между компонентами модуля аккумуляторных батарей. В качестве нагревателя системы обеспечения теплового режима используются группы резисторов, смонтированных на печатной плате блока аккумуляторных батарей. Тепловой контакт между нагревателем и аккумуляторной батареей обеспечивается с помощью термопасты. Эффективность предлагаемого подхода была подтверждена экспериментально.

Ключевые слова: наноспутник CubeSat, тепловая модель, система обеспечения теплового режима, бортовая система

На сегодняшний день наноспутники (НС) формата CubeSat используются при реализации широкого спектра космических миссий. Это произошло благодаря стремительному развитию электронной компонентной базы, что позволило снизить массу, габариты и энергопотребление бортовых систем НС, а также минимизировать сроки и стоимость разработки аппаратов данного класса.

Следует отметить, что формат CubeSat накладывает ограничения на конструкцию аппарата: невысокая энергетика и небольшой объем пространства для размещения полезной нагрузки и бортовых систем. В процессе орбитального полета бортовые системы НС могут быть подвержены перепадам температуры в диапазоне $-40...50$ °C [1, 2].

Наиболее критичной бортовой системой НС является система электропитания (СЭП) — отказ этой системы приводит к полному отказу НС. Типовая СЭП состоит из следующих элементов: контроллер электропитания, аккумуляторная батарея (АКБ), совокупность солнечных батарей. Наибольшее распространение в СЭП НС получили литий-ионные батареи (Li-ion) [3] вследствие их серийного производства, наличия готовых схемотехнических решений и низкой стоимости. Наиболее чувствительными к изменению температуры характеристиками таких АКБ являются: ем-

кость, внутреннее сопротивление и параметры режима заряда и разряда. Особенно на них влияют низкие температуры, которые возникают на теневом участке орбиты. Например, производители не рекомендуют заряжать Li-ion АКБ при отрицательных температурах [4].

В связи с этим возникает задача обеспечения допустимого режима эксплуатации АКБ в процессе полета НС (эксплуатация при положительных температурах). Данная задача решалась в два этапа. На первом этапе была проведена оценка теплоемкости модуля АКБ. Была составлена математическая модель тепловых связей между компонентами модуля АКБ. Структурно модуль АКБ был представлен в виде следующей последовательности: печатная плата АКБ, блок резисторов, термопаста, нижний ложемент АКБ, АКБ, верхний ложемент АКБ.

Математическая модель тепловой связи между смежными компонентами строилась на вычислении объемов элементов и площадей контактов смежных элементов. Математическая модель была верифицирована в результате комплекса наземных испытаний модуля АКБ в термовакуумной камере (ТВК). Испытания проводились в следующей последовательности: модуль АКБ устанавливался внутрь ТВК; в течение порядка шести часов происходила дегазация модуля АКБ и стабилизация параметров внутреннего объема ТВК; производилась подача электрической мощности (7 Вт) на блок резисторов, которая нагревала АКБ. В процессе испытаний контролировались температуры нижнего и верхнего ложементов АКБ.

Разработанная математическая модель позволила с высокой достоверностью описать процесс нагрева АКБ (среднее отклонение не превысило 1 °C). Параметром согласования математической модели и измерений являлся коэффициент излучения ложементов АКБ. По результатам термовакуумных испытаний была оценена теплоемкость узла АКБ, которая составила $c = 360$ Дж/К.

На втором этапе подхода производилась оценка «сверху» тепловых потерь модуля АКБ НС при полете на теневом участке орбиты. При этом реальная геометрия модуля АКБ заменялась параллелепипедом эквивалентной площади. Было показано, что поток излучаемой энергии модуля АКБ составит 6,2 Вт при температуре блока АКБ $T = 0$ °C.

Таким образом, разработанный подход подтвердил, что выбранная мощность нагревателей АКБ (7 Вт) обеспечивает требование по температурному режиму.

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

Литература

- [1] Rossi S., Ivanov A. Thermal model for CubeSat: a simple and easy model from the SwissCube's thermal flight data // International Astronautical Conference: Proceedings of International Astronautical Conference. Beijing, 2013. Pp. 9919–9928
- [2] Salinas G.S., Botello-Ramirez E., Avalos E. Thermal Analysis of a 3U-Cubesat, a Case Study of Pakal Satellite // 8th International Conference on Fluid Flow, Heat and Mass Transfer: Proceedings of International Conference on Fluid Flow, Heat and Mass Transfer. Virtual Conference, 2021. Pp. 137-1–137-8. DOI: 10.11159/ffhmt21.137
- [3] GOMspace. Available at: <https://gomspace.com/home.aspx> (accessed December 22, 2021).
- [4] NCR-18650B Datasheet. Available at: https://www.imrbatteries.com/content/panasonic_ncr18650b-2.pdf (accessed December 22, 2021).

Design of a CubeSat Thermal Control System of the Battery Module

Elisov Nikolay Alekseevich Samara University	mr07th@gmail.com
Lomaka Igor Andreevich Samara University	igorlomaka63@gmail.com
Boltov Elisey Aleksandrovich Samara University	boltov_ea@mail.ru
Shafran Stepan Vyacheslavovich Samara University	mailbox-kddk@mail.ru
Kumarin Aleksei Andreevich Samara University	alky_samara@mail.ru

The paper presents an approach to the design of a thermal control system for the battery nanosatellite module. The approach consists of two stages. The first stage is the calculation of the heat transfer process between the battery module components. Groups of resistors are used as a heater and it's mounted on the printed circuit board. The thermal contact between the heater and battery is provided by the thermal paste. The second stage includes the assessment of maximum energy losses during a nanosatellite flight in Earth's shadow. The proposed approach was proved by the experiment.

Keywords: CubeSat, thermal model, thermal control system, on-board system

The work (research) was carried out within the project 0777-2020-0018 financed from the state assignment means given to winners of the competition of scientific laboratories of educational organizations of higher education under the authority of Ministry of Education and Science of Russia.

References

- [1] Rossi S., Ivanov A. Thermal model for CubeSat: a simple and easy model from the SwissCube's thermal flight data. International Astronautical Conference: Proceedings of International Astronautical Conference. Beijing, 2013, pp. 9919–9928
- [2] Salinas G.S., Botello-Ramirez E., Avalos E. Thermal Analysis of a 3U-Cubesat, a Case Study of Pakal Satellite. 8th International Conference on Fluid Flow, Heat and Mass Transfer: Proceedings of International Conference on Fluid Flow, Heat and Mass Transfer. Virtual Conference, 2021, pp. 137-1–137-8. DOI: 10.11159/ffhmt21.137
- [3] GOMspace. Available at: <https://gomspace.com/home.aspx> (accessed December 22, 2021).
- [4] NCR-18650B Datasheet. Available at: https://www.imrbatteries.com/content/panasonic_ncr18650b-2.pdf (accessed December 22, 2021).

УДК 536.33

Анализ теплопереноса через экранно-вакуумную теплоизоляцию криогенных агрегатов при механическом воздействии

Зинкевич Вера Павловна

zvera95@list.ru

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Основным элементом пассивной системы обеспечения теплового режима космического аппарата является экранно-вакуумная теплоизоляция. В связи с этим велико значение определения ее характеристик и становится актуальной проблема извлечения максимального количества информации из данных, полученных в ходе тепловакуумной отработки космической техники. В представленной работе рассмотрен один из путей усовершенствования математической модели экранно-вакуумной теплоизоляции. На данный момент в моделях сжатой теплоизоляции не учитывалось такое явление как теплообмен в ближней зоне. Этот вид радиационного теплопереноса может вносить существенный вклад в тепловой поток через изоляцию, что особенно важно для криогенных систем.

Ключевые слова: экранно-вакуумная теплоизоляция, ближняя зона, излучение, обратная задача теплопроводности

Экранно-вакуумная теплоизоляция (ЭВТИ) является основной и наиболее эффективной частью пассивной системы терморегулирования в составе космического аппарата (КА). В связи с этим, для особо чувствительных к нагреву агрегатов важно точное определение тепловых потоков через ЭВТИ при анализе их теплового состояния. Из-за высокой стоимости тепловой отработки космической техники и сложности теоретического анализа тепловых процессов остается актуальной проблема извлечения максимального количества информации о характеристиках исследуемой тепловой системы.

Сжатие экранов, возникающее при изготовлении и установке ЭВТИ, сказывается на величине теплового потока через маты теплоизоляции. На данный момент математические модели, основанные на первопричинах его увеличения, не рассматривались, а все имеющиеся модели сжатой ЭВТИ являются эмпирическими. Эти модели не учитывают изменение характера лучистого теплообмена между экранами [1, 2].

В основу уточненной математической модели могут быть положены решения обратных задач теплообмена, которые являются основным средством обработки и интерпретации результатов тепловакуумных испытаний экспериментальных образцов и изделий. При этом возникает необходимость определения граничных условий и полей температур, нахождение коэффициентов теплопереноса, определение теплопроводности [3]. Саму систему экранов можно рассмотреть как плоскопараллельные изолированные тела, разделенные вакуумным зазором [4, 5].

В случае расстояний между телами меньше, чем длина волны излучения, возникает теплообмен в ближней зоне, который является следствием взаимодействия нераспространяющихся электромагнитных волн (поверхностных поляритонов). Это взаимодействие дает значительный прирост теплового потока через вакуумный зазор между телами [5, 6].

При снижении граничных температур нераспространяющиеся волны начинают вносить вклад в теплообмен на расстоянии порядка десятков микрометров и более, что даст прирост теплового потока даже при свободной укладке экранов в криогенных системах, который не учитывается при традиционном моделировании ЭВТИ.

Так, например, для медного диска расстояние, на котором возникает существенное влияние нераспространяющихся волн, составляет до 60 мкм при температуре приемника, равной температуре жидкого азота, а для области гелиевых температур — до 190 мкм [7]. При этом тепловой поток между металлическими поверхностями в результате взаимодействия электромагнитных волн в ближней зоне может превышать тепловой поток в дальней зоне до 10 000 раз [8]. Несмотря на небольшие абсолютные значения теплового потока при низких температурах, такое многократное преобладание теплового потока в ближней зоне над потоком излучения по классическим законам приводит к погрешности в расчеты теплового состояния систем.

Имеющиеся модели ЭВТИ либо не учитывают плотность укладки экранов, либо не принимают во внимание теплообмен в ближней зоне и сильно зависят от качества экспериментальных данных [1, 2, 9]. Математическая модель, включающая в себя данный механизм теплообмена, имеет особое значение для низкотемпературных систем, поскольку при снижении температуры нераспространяющиеся волны начинают взаимодействовать на больших расстояниях, что приводит к более строгим требованиям по плотности укладки слоев. Применение уточненной модели к таким системам позволит более качественно анализировать тепловое состояние КА при снижении объемов экспериментальной отработки.

Дальнейшая работа предполагает проведение экспериментального исследования для проверки обоснованности предложенной модели.

Таким образом, в работе предложен вариант усовершенствования математической модели экранно-вакуумной теплоизоляции, учитывающий влияние нераспространяющихся волн на теплоперенос между экранами. Применение представленной модели наиболее обосновано для криогенных систем и агрегатов в составе космического аппарата, поскольку позволит учитывать тепловые потоки, не учтенные традиционными способами расчета.

Литература

- [1] Nast T.C., Frank D.J., Feller J. Multilayer insulation considerations for large propellant tanks // *Cryogenics*. 2014. Vol. 64. Pp. 105–111. DOI: 10.1016/j.cryogenics.2014.02.014
- [2] Okazaki S., Kawasaki H., 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: 10.2514/1.T4163
- [3] Alifanov O.M., Nenarokomov A.V., Gonzalez V.M. Study of multilayer thermal insulation by inverse problems method // *Acta Astronautica*. 2009. Vol. 65, iss. 9–10. Pp. 1284–1291. DOI: 10.1016/j.actaastro.2009.03.053
- [4] Song B., Fiorino A., Meyhofer E., Reddy P. Near-field radiative thermal transport: From theory to experiment // *AIP Advances*. 2015. Vol. 5, iss. 5. Art. ID 053503. 47 p. DOI: 10.1063/1.4919048
- [5] Дмитриев А.С. Введение в нанотеплофизику. М.: БИНОМ. Лаборатория знаний, 2019. 790 с.
- [6] Lim M., Song J., Lee S.S., Lee B.J. Tailoring near-field thermal radiation between metallo-dielectric multilayers using coupled surface plasmon polaritons // *Nature Communications*. 2018. No. 9. Art. ID 4302. 9 p. DOI: 10.1038/s41467-018-06795-w
- [7] Кутателадзе С.С., Рубцов Н.А., Бальцевич А.Я. Влияние величины зазора между металлическими пластинами на их тепловое взаимодействие при криогенных температурах // *Доклады АН СССР*. 1978. Т. 241, № 4. С. 805–807.
- [8] Kralik T., Hanzelka P., Zovac M., Musilova V., Fort T., Horak M. Strong near-field enhancement of radiative heat transfer between metallic surfaces // *Physical Review Letters*. 2012. Vol. 109, iss. 22. Art. ID 224302. DOI: 10.1103/PhysRevLett.109.224302
- [9] Малоземов В.В. Тепловой режим космических аппаратов. М.: Машиностроение, 1980. 232 с.

Analysis of Heat Transfer Through Cryogenic System Multilayer Thermal Insulation Under Mechanical Action

Zinkevich Vera Pavlovna

zvera95@list.ru

Moscow Aviation Institute (National Research University)

The main element of a passive thermal control system of a spacecraft is multilayer thermal insulation. Thus determining its performance is important and the problem of extracting the maximum amount of information from the data obtained during spacecraft thermal testing becomes actual. In the presented work, one of the ways to improve the mathematical model of multilayer thermal insulation is considered. Currently the models of compressed thermal insulation did not take into account such phenomenon as a near-field heat transfer. This type of radiative heat transfer can cause a significant heat flux enhancement, which is especially important for cryogenic systems.

Keywords: *multilayer insulation, near field, radiation, non-propagating waves, inverse heat transfer problem*

References

- [1] Nast T.C., Frank D.J., Feller J. Multilayer insulation considerations for large propellant tanks. *Cryogenics*, 2014, vol. 64, pp. 105–111. DOI: 10.1016/j.cryogenics.2014.02.014
- [2] Okazaki S., Kawasaki H., 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: 10.2514/1.T4163
- [3] Alifanov O.M., Nenarokomov A.V., Gonzalez V.M. Study of multilayer thermal insulation by inverse problems method. *Acta Astronautica*, 2009, vol. 65, iss. 9–10, pp 1284–1291. DOI: 10.1016/j.actaastro.2009.03.053
- [4] Song B., Fiorino A., Meyhofer E., Reddy P. Near-field radiative thermal transport: From theory to experiment. *AIP Advances*, 2015, vol. 5, iss. 5, art. ID 053503, 47 p. DOI: 10.1063/1.4919048
- [5] Dmitriev A.S. *Vvedenie v nanoteplofiziku [Introduction to nanoteplophysics]*. Moscow, BINOM. Laboratoriya znaniy Publ., 2019, 790 p. (In Russ.).
- [6] Lim M., Song J., Lee S.S., Lee B.J. Tailoring near-field thermal radiation between metallo-dielectric multilayers using coupled surface plasmon polaritons. *Nature Communications*, 2018, no. 9, art. ID 4302, 9 p. DOI: 10.1038/s41467-018-06795-w
- [7] Kutateladze S.S., Rubtsov N.A., Bal'tsevich A.Ya. Vliyanie velichiny zazora mezhdru metallicheskimi plastinami na ikh teplovoe vzaimodeistvie pri kriogennykh temperaturakh [The influence of the gap between metal plates on their thermal interaction at cryogenic temperatures]. *Doklady AN SSSR [Reports of the USSR Academy of Sciences]*, 1978, vol. 241, no. 4, pp. 805–807. (In Russ.).
- [8] Kralik T., Hanzelka P., Zobac M., Musilova V., Fort T., Horak M. Strong near-field enhancement of radiative heat transfer between metallic surfaces. *Physical Review Letters*, 2012, vol. 109, iss. 22, art. ID 224302. DOI: 10.1103/PhysRevLett.109.224302
- [9] Malozemov V.V. *Teplovoi rezhim kosmicheskikh apparatov [Thermal regime of spacecraft]*. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1980, 232 p. (In Russ.).

УДК 629.7.012

Выбор параметров схемы оребрения интегральной композитной конструкции отсека летательного аппарата

Казаринов Михаил Юрьевич

kaz.mih.yr@gmail.com

АО «Композит»

Просунцов Павел Викторович

pavel.prosuntsov@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Рассмотрены вопросы разработки методики проектирования композитных конструкций конических отсеков летательных аппаратов с изогридным оребрением. Разработано программное обеспечение на языке APDL для создания геометрических моделей конических отсеков. Проанализированы результаты моделирования напряженно-деформированного состояния корпуса отсека при использовании различных расчетных схем. Проведена оптимизация параметров схемы оребрения модельного конического отсека и выбраны ее рациональные параметры.

Ключевые слова: композиты, сетчатые конструкции, проектирование, оптимизация

В ракетной и космической технике при создании отсеков летательных аппаратов широко используются классическая (набор стрингеров и шпангоутов) и вафельная схемы подкрепления их оболочек. Однако, в настоящее время в обтекателях, адаптерах, цилиндрических и конических сухих отсеках находят применение конструкции с изогридной схемой подкрепления [1, 2].

При проектировании конструкций авиационно-космической отрасли ставится задача повышения весового совершенства конструкции [3]. Одним из возможных путей ее достижения является переход к использованию композиционных материалов, обладающих уникальным сочетанием физических и механических характеристик. Применение композиционных материалов требует создания новых методик проектирования конструкций, которые в полной мере учитывают все их особенности (например, высокую управляемую анизотропию характеристик) и опираются на современные численные методы моделирования и оптимизации конструкций.

Объектом исследования в данной работе был выбран модельный отсек летательного аппарата. Отсек строился по интегральной силовой схеме и включал в себя коническую оболочку высотой 500 мм, при диаметре верхнего основания 300 мм и нижнего — 500 мм, с толщиной стенки 2 мм. Для обеспечения необходимой прочности и жесткости корпуса отсека применялось ее изогридное оребрение, которое включало в себя систему кольцевых и спиральных ребер шириной 2 мм. Считалось, что корпус отсека нагружен равномерным внешним давлением в 26 500 Па, а также сжимающей осевой силой в 10 000 Н и перерезывающей силой в 2500 Н, приложенной к верхнему основанию конической оболочки. Считалось, что свойства углепластика соответствуют IM7/8552 [4].

Рассматривалась задача оптимизации параметров силовой схемы композитного отсека, которая состояла в снижении ее массы при наложении ограничений на уровень напряжений в элементах. Варьируемыми параметрами при этом являлись высота и количество ребер.

Сложной проблемой является создание полностью параметризованной геометрической модели отсека. Так как построение различных вариантов конструкции в руч-

ном режиме является крайне трудоемким процессом, то разработано специализированное программное обеспечение на языке APDL.

Важным вопросом, во многом определяющим точность моделирования и необходимые затраты вычислительных ресурсов, является рациональный выбор параметров конечно-элементной схемы. Были рассмотрены два подхода к моделированию напряженно-деформированного состояния отсека. В первом случае все элементы конструкции рассматриваются как тонкостенные оболочки, и оболочка отсека разбивается на четырехузловые плоские элементы с 24 степенями свободы, а для ребер применяются двухузловые балочные элементы. Во втором случае вся конструкция отсека рассматривается как трехмерное твердое тело и целиком разбивается на четырехузловые трехмерные тетраэдральные элементы.

Показано, что использование двумерных конечных элементов позволяет существенно сократить время расчета при малой потере точности моделирования, что позволило выбрать первую расчетную модель.

Для выбранной расчетной модели была решена задача оптимизации параметров оребрения композитного отсека. При этом количество спиральных ребер варьировалось от 4 до 24, а кольцевых — от 1 до 6, высота ребра при этом варьировалась в диапазоне от 1 до 3 мм. В итоге были получены зависимости массы отсека от набора варьируемых параметров и выбраны рациональные варианты схемы оребрения.

Литература

- [1] Васильев В.В., Барынин В.А., Разин А.Ф., Петроковский С.А., Халиманович В.И. Анизогридные композитные сетчатые конструкции — разработка и приложение к космической технике // Композиты и наноструктуры. 2009. № 3. С. 38–50.
- [2] Terashima K., Kamita T., Aoki T., Yokozeki T., Kimura G., Uzawa T. Experimental study of buckling properties of composite lattice structures for launcher application // ECCM16 — 16th European conference on composite materials. Seville, Spain, 22–26 June 2014. 8 p.
- [3] Феодосьев В.И. Основы техники ракетного полета. М.: Наука, 1981. 496 с.
- [4] Marlett K., Ng Y., Tomblin J. Hexcel 8552 IM7 unidirectional prepreg 190 gsm & 35%RC qualification material property data report. FAA Special Project Number SP4614WI-Q, 2011. 238 p.

Selection of Parameters of the Ribbing Scheme of the Integral Composite Structure of an Aircraft Compartment

Kazarinov Mihail IUrevich

kaz.mih.yr@gmail.com

JSC "Composite"

Prosuntsov Pavel Victorovich

pavel.prosuntsov@mail.ru

BMSTU

The issues of developing a methodology for designing composite structures of conical compartments of aircraft with isogrid ribbing are considered. Software in the APDL language has been developed for creating geometric models of conical compartments. Comparison of the results of modeling the stress-strain state of the compartment body using various design schemes is carried out. Optimization of the parameters of the finning scheme of the model conical compartment is carried out and its rational parameters are selected.

Keywords: composites, lattice structures, design, optimization

References

- [1] Vasil'ev V.V., Barynin V.A., Razin A.F., Petrokovskiy S.A., Khalimanovich V.I. Anizogridnye kompozitnye setchatye konstruktzii — razrabotka i prilozhenie k kosmicheskoy tekhnike [Anisogrid composite mesh structures — development and application to space technology]. Kompozity i nanostruktury [Composites and nanostructures], 2009, no. 3, pp. 38–50. (In Russ.).
- [2] Terashima K., Kamita T., Aoki T., Yokozeki T., Kimura G., Uzawa T. Experimental study of buckling properties of composite lattice structures for launcher application. ECCM16 — 16th European conference on composite materials, Seville, Spain, 22–26 June 2014, 8 p.
- [3] Feodos'ev V.I. Osnovy tekhniki raketnogo poleta [Fundamentals of rocket flight technology]. Moscow, Nauka Publ., 1981, 496 p. (In Russ.).
- [4] Marlett K., Ng Y., Tomblin J. Hexcel 8552 IM7 unidirectional prepreg 190 gsm & 35%RC qualification material property data report. FAA Special Project Number SP4614WI-Q, 2011, 238 p.

УДК 629.783

Платформа малых космических аппаратов для серийного производства «Паллада-моноблок»

Карпенко Станислав Олегович

stanislav.karpenko@sputnix.ru

ООО «СПУТНИКС»

Доклад посвящен описанию характеристик, подходов и принципов разработки, производства и испытаний унифицированной платформы для малых космических аппаратов, предназначенной для серийного производства. Решаемый платформой круг задач для орбит высотой 500...700 км: обзорное оптико-электронное наблюдение; радиолокационное наблюдение Земли; оперативная передача данных. Масса платформы составляет не более 200 кг. Основные драйверы проектирования: использование существующего технологического задела компании «СПУТНИКС»; быстрая разработка прототипа, с целью приступить к серийной сборке к 2025 г.; адаптация производства партнерской организации под серийное производство до 1 платформы в день; снижение себестоимости платформы в серии до величины порядка 100 млн руб.

Ключевые слова: микроспутник, серийное производство, Phyla, дистанционное зондирование Земли

Концепция платформы-моноблока, или унифицированного базового модуля (БМ), предлагаемая компанией «СПУТНИКС», подразумевает применение стандартных серийных модулей и типовых интерфейсов для их объединения в специализированные космические аппараты (КА) класса «малых», решающие прикладные задачи на низких околоземных орбитах. Предполагается, что лишняя масса за счет функциональной избыточности незначительно прибавляет к стоимости космического проекта до тех пор, пока рост всей массы КА не приводит к смене носителя. То есть имеется некоторый коридор значений масс, рост внутри которого несущественно скажется на стоимости всего проекта. При этом стоимость проекта существенно может снизиться за счет преимуществ серийного производства единообразных модульных конструкций, из которых предполагается собирать спутники [1].

Данный подход может себя оправдать в проектах, подразумевающих быстрое создание как спутников под разнородные задачи, так и в проектах создания многоспутниковых группировок.

При выборе размеров модуля были приняты во внимание теоретические исследования [2–4], а также имеющийся в компании «СПУТНИКС» задел по приборам, некоторые из которых оптимизированы под аппараты массой 80...150 кг.

Суть концепции — компоновка служебного борта КА из стандартных однотипных моноблоков, или БМ. Один или несколько соединенных БМ образуют малую унифицированную космическую платформу (МУКП), а МУКП соединяется с полезной нагрузкой сторонних производителей с использованием универсальных стыковочных механических замков и электрических разъемов. Всего для создания МУКП может быть использовано от 1 до N БМ, где N выбирается в зависимости от существующих требований и ограничений проекта по массе, энергопитанию, надежности, жесткости, режимов работы и других проектных параметров.

Каждый из БМ является фактически независимым «спутником», все системы внутри которого самодостаточны и объединены информационной шиной, как в автономном спутнике.

БМ (или моноблок) — это параллелепипед габаритами 1.5 на 1.5 м и толщиной 0.15 м, с монтированной на большой плоской стороне панелью солнечной батареи площадью 2,2 м², с размещенными внутри модернизированными приборами служебных систем и состава бортовой аппаратуры (БА) космической платформы «Паллада» разработки СПУТНИКС. Бортовая кабельная сеть, информационные интерфейсы и БА размещены на единой установочной плите, т.н. интегрированной панели. Внутри нее располагаются тепловые трубы для обеспечения равномерного распределения тепла между БА.

Смысл унификации платформы в виде сборки из моноблоков выбранного фактора — обеспечение удобства производства, сборки, хранения, транспортировки, испытаний, а также компоновки серии аппаратов при их выведении на орбиту в составе РН в случае целевого запуска. В частности, моноблоки легко размещать на ступелях, перемещать при сборке, передвигать без использования специализированных приспособлений, они технологичны при изготовлении и сборке. Аппараты, выполненные из БМ, могут быть уложены в составе разгонного блока внутри специального пускового контейнера стопкой друг на друге, как «книжки».

Все приборы внутри моноблока питаются от локальной аппаратуры регулирования и контроля через коммутаторы питания от стабилизированной шины 28В. Полезная нагрузка питается от объединенной силовой стабилизированной шины напряжением 50 В.

Информационный обмен внутри моноблока осуществляется по шине CAN или SpaceWire, в зависимости от объемов информационных потоков, ожидаемых от устройства, а также необходимости коррекции времени и требований управления в реальном времени.

БМ позволяет крепить снаружи дополнительные устройства и приборы, не входящие в его состав, с использованием универсальных механизмов механической стыковки, выполненных по аналогии с разработками [5, 6], а также узлов стыковки полезных нагрузок и устройств МУКП. Данные узлы расположены с «восточной», «западной», «северной» и «южной» сторон моноблока. К узлам может крепиться так называемое навесное оборудование: полезные нагрузки, а также, в случае необходимости, модуль двигательных установок.

Механические универсальные узлы стыковки являются андрогинными полностью идентичными устройствами, которые обеспечивают также механическое соединение между собой самих моноблоков. Помимо механических замков, БМ обладает электри-

ческими разъемами для питания т.н. навесного оборудования от силовой стабилизированной шины напряжением 50 В, а также информационными разъемами для организации межблочного информационного обмена по шине SpaceWire и обмена данными с навесным оборудованием по высокоскоростному интерфейсу Ethernet 10 Гбит.

Сборка/масштабирование МУКП из БМ выполняется путем подключения с «восточной» и/или «западной» стороны БМ аналогичных моноблоков, которые крепятся друг с другом механически с использованием механизмов механической стыковки, электрически соединяются силовыми и информационными разъемами узлов стыковки базовых модулей. Этим способом обеспечивается набор необходимой энергетики для работы полезных нагрузок за счет объединения ресурсов систем энергопитания БМ, а также необходимая геометрия в случае крупногабаритных полезных нагрузок, необходимые вычислительные ресурсы за счет создания распределенной системы обработки данных, необходимое быстродействие и точность системы ориентации и стабилизации за счет кратного усиления управляющих органов, имеющихся в каждом БМ; надежность КА в целом увеличивается за счет многократно резервированных служебных систем (дублирование, троирование и так далее по числу используемых моноблоков).

В итоге после сборки нескольких БМ получается единая механическая конструкция, обеспечивающая также питание от единой сквозной стабилизированной шины 50В полезных нагрузок через силовой разъем узла стыковки базовых модулей, распределенная сеть системы управления SpaceWire и распределенная сеть Ethernet за счет соединения информационных разъемов узлов стыковки базовых модулей.

Литература

- [1] Razumova J.V., Karpenko S.O. Estimation Cost of a Small Satellite Group: Methodological Approaches and Factors // *Utopía y praxis latinoamericana*. 2020. Vol. 25, no. extra 12. Pp. 274-286. DOI: 10.5281/zenodo.4280145
- [2] Talbot J., Mirczak W., and Crandall B. Cellularized satellites — A small satellite instantiation that provides mission and space access adaptability // *Smallsat Conference*. Logan, Utah, 2016.
- [3] Enright J., Cyrus J., Miller D. Modularity and Spacecraft Cost // *Journal of Reducing Space Mission Cost*. 1998. Vol. 1, iss. 2. Pp. 133–158. DOI: 10.1023/A:1009901316459
- [4] Салиев Е.Р., Тютюнник Н.Н., Щеглов Г.А. О проектировании малого космического аппарата на основе открытой модульной архитектуры // *Космонавтика и ракетостроение*. 2019. № 1 (106). С. 131–142.
- [5] iBOSS — intelligent Building Blocks for On-Orbit Satellite Servicing and Assembly. Available at: http://www.iboss-satellites.com/fileadmin/Templates/iBOSS_Satellites/Media/iBOSS_Concept.pdf (accessed October 13, 2019).
- [6] Boesso A., Francesconi A. ARCADE small-scale docking mechanism for micro-satellites // *Acta Astronautica*. 2013. Vol. 86. Pp. 77–87. DOI: 10.1016/j.actaastro.2013.01.006

"Pallada-Monoblock" Small Satellite Platform for Mass Production

Karpenko Stanislav Olegovich
SPUTNIX LLC

stanislav.karpenko@sputnix.ru

The report is devoted to the description of the characteristics, approaches and principles of development, production and testing of a unified platform for small satellites intended for mass production. The range of tasks solved by the platform for orbits with a height of 500...700 km:

overview optical-electronic observation; radar observation of the Earth; data transfer. The mass of the platform is not more than 200 kg. Main Design Drivers: use of the existing technological backlog of the SPUTNIX company; rapid development of a prototype, with the aim of starting serial assembly by 2025; adaptation of the production of a partner organization for serial production up to 1 platform per day; reduction in the cost of the platform in the series to a value of about 100 million rubles.

Keywords: *small spacecraft, mass production, standardization, Earth remote sensing spacecraft*

References

- [1] Razumova J.V., Karpenko S.O. Estimation Cost of a Small Satellite Group: Methodological Approaches and Factors. *Utopía y praxis latinoamericana*, 2020, vol. 25, no. extra 12, pp. 274-286. DOI: 10.5281/zenodo.4280145
- [2] Talbot J., Mirczak W., and Crandall B. Cellularized satellites — A small satellite instantiation that provides mission and space access adaptability. *Smallsat Conference*, Logan, Utah, 2016.
- [3] Enright J., Cyrus J., Miller D. Modularity and Spacecraft Cost. *Journal of Reducing Space Mission Cost*, 1998, vol. 1, iss. 2, pp. 133–158. DOI: 10.1023/A:1009901316459
- [4] Saliev E.R., Tyutyunnik N.N., Shcheglov G.A. O proektirovanii malogo kosmicheskogo apparata na osnove otkrytoĭ modul'noi arkhitektury [Spacecraft Design Based On The Open Modular Architecture]. *Kosmonavtika i raketostroenie [Cosmonautics and Rocket Engineering]*, 2019, no. 1 (106), pp. 131–142. (In Russ.).
- [5] iBOSS — intelligent Building Blocks for On-Orbit Satellite Servicing and Assembly. Available at: http://www.iboss-satellites.com/fileadmin/Templates/iBOSS_Satellites/Media/iBOSS_Concept.pdf (accessed October 13, 2019).
- [6] Boesso A., Francesconi A. ARCADE small-scale docking mechanism for micro-satellites. *Acta Astronautica*, 2013, vol. 86, pp. 77–87. DOI: 10.1016/j.actaastro.2013.01.006

УДК 629.7.016

Оптимальная тяговооруженность первых ступеней ракет-носителей сверхлегкого класса

Кириевский Дмитрий Алексеевич

kda9700@mail.ru

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

Мухамедов Леонид Павлович

mukhamedov@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Рассмотрен вопрос выбора тяговооруженности первых ступеней двухступенчатых жидкостных ракет-носителей сверхлегкого класса. Проведена попытка осуществить поиск оптимального решения с учетом стоимостных показателей разработки создания и эксплуатации проектируемой ракеты-носителя сверхлегкого класса. Предложена методика проектировочного баллистического расчета двухступенчатых ракет-носителей с использованием метода численного интегрирования системы уравнений движения. Кроме того, разработана методика массового анализа и проведена формализация критерия эффективности с учетом экономических затрат.

Ключевые слова: *ракета-носитель, сверхлегкий класс, тяговооруженность, критерий эффективности*

Потребность в создании ракет-носителей сверхлегкого класса (РН СЛК) обусловлена наметившимся переходом от крупногабаритных космических аппаратов к малым [1]. На ранних этапах разработок новых образцов РН обычно проводятся так называемые проектировочные расчеты, целью которых является выбор оптимальных значений проектных параметров изделия при условии экстремума критерия эффективности [2, 3]. В данной работе рассмотрен вопрос выбора тяговооруженности первых ступеней двухступенчатых жидкостных РН СЛК.

Проектирование любой ракеты обычно начинается с решения так называемой «задачи баллистического проектирования». Задача заключается в следующем: при заданных летно-технических характеристиках требуется определить оптимальное сочетание проектно-баллистических параметров. Эти параметры, которые трактуются как параметры баллистического подобия (ПБП), также определяют массово-энергетические и объемно-габаритные характеристики проектируемой ракеты. К ним в первую очередь относятся: удельные пустотные импульсы и относительные конечные массы ступеней двухступенчатой ракеты-носителя (РН), определяющие так называемую характеристическую скорость. К числу ПБП относится также параметр v_0 (коэффициент, обратный стартовой тяговооруженности). Этот параметр определяет время работы первой ступени и потери ее характеристической скорости. Таким образом, условие баллистики является первым граничным условием задачи баллистического проектирования.

Другое граничное условие — уравнение массового анализа. Оно получено из соотношения равенства конечной массы ступени и суммы масс ее составных частей. При этом параметр v_0 входит в правую часть уравнения массового баланса. Он определяет тягу двигательной установки (ДУ) первой ступени, а также массу и стоимость ДУ.

Третьим граничным условием является условие экстремума критерия эффективности разрабатываемого комплекса. При выборе ПБП нередко в качестве критерия эффективности используют упрощенный показатель, представляющий собой относительную массу полезной нагрузки (или ее массовую отдачу):

$$\mu_{p.n} = m_{p.n}/m_0,$$

где $m_{p.n}$ — масса полезной нагрузки, выводимая на целевую орбиту; m_0 — стартовая масса двухступенчатой ракеты. Данный критерий отличается своей простотой и наглядностью. Кроме того, он позволяет при выборе ПБП использовать известные аналитические методы оптимизации. Величина, обратная этому критерию, является косвенным показателем стоимости ракеты. К его недостаткам следует отнести ограниченную область применения его в сравнении с использованием более обобщенных критериев эффективности, например, стоимости пуска ракеты [4]. В частности, оптимальное значение коэффициента тяговооруженности первой ступени РН, полученное из условия максимума $\mu_{p.n}$ оказывается существенно заниженным в сравнении с аналогичным значением, полученным из условия минимума стоимости пуска. Это объясняется тем, что в первом случае мы минимизируем массу дешевого топлива, а во втором стоимость конструкции.

В связи с этим в работе была проведена попытка осуществить поиск оптимального решения с учетом стоимостных показателей разработки создания и эксплуатации проектируемой РН сверхлегкого класса (СЛК). В работе предложена методика проектировочного баллистического расчета двухступенчатых РН с использованием метода численного интегрирования системы уравнений движения. Кроме того, разрабо-

тана методика массового анализа и проведена формализация критерия эффективности с учетом экономических затрат.

Результаты расчетов и выводы могут быть полезны специалистам, занимающимся проектированием ракетных комплексов, а также студентам вузов при выполнении курсовых и дипломных работ.

Литература

- [1] Ключников В.Ю. Ракеты-носители сверхлегкого класса: ниша на рынке пусковых услуг и перспективные проекты. Часть 1 // Воздушно-космическая сфера. 2019. № 3. С. 58–71. DOI: 10.30981/2587-7992-2019-100-3-58-71
- [2] Аппазов Р.Ф., Лавров С.С., Мишин В.П. Баллистика управляемых ракет дальнего действия. М.: Наука, 1966. 305 с.
- [3] Феодосьев В.И. Основы техники ракетного полета. М.: Наука, 1979. 496 с.
- [4] Мухамедов Л.П. Основы проектирования транспортных космических систем. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2019. 265 с.

Optimum Thrust-To-Weight Ratio of the First Stages of the Small-Lift Launch Vehicles

Kirievskii Dmitrii Alekseevich
JSC Khrunichev Space Center

kda9700@mail.ru

Muhamedov Leonid Pavlovich
BMSTU

mukhamedov@bmstu.ru

The question of choosing the thrust-to-weight ratio of the first stages of two-stage liquid-fueled ultralight launch vehicles is considered. An attempt has been made to search for an optimal solution, taking into account the cost indicators of the development, creation and operation of the projected ultralight class launch vehicle. A method of design ballistic calculation of two-stage launch vehicles using the method of numerical integration of the system of equations of motion is proposed. In addition, a methodology for mass analysis has been developed and a formalization of the efficiency criterion has been carried out taking into account economic costs.

Keywords: *small-lift launch vehicles, thrust-to-weight ratio, efficiency criterion, ballistic design parameters*

References

- [1] Klyushnikov V.Yu. Rakety-nositeli sverkhlegkogo klassa: nisha na rynke puskovykh uslug i perspektivnye proekty. Chast' 1 [Ultralight class launch vehicles: a niche in the launch services market and promising projects. Part 1]. *Vozdushno-kosmicheskaya sfera* [Aerospace sphere journal], 2019, no. 3, pp. 58–71. (In Russ.). DOI: 10.30981/2587-7992-2019-100-3-58-71
- [2] Appazov R.F., Lavrov S.S., Mishin V.P. *Ballistika upravlyaemykh raket dal'nego deystviya* [Long-range guided missile ballistics]. Moscow, Nauka Publ., 1966, 305 p. (In Russ.).
- [3] Feodos'ev V.I. *Osnovy tekhniki raketnogo poleta* [Fundamentals of rocket flight technology]. Moscow, Nauka Publ., 1979, 496 p. (In Russ.).
- [4] Mukhamedov L.P. *Osnovy proektirovaniya transportnykh kosmicheskikh system* [Fundamentals of the design of transport space systems]. Moscow, BMSTU Press, 2019, 265 p. (In Russ.).

УДК 629.78

О формировании распределенной апертуры с использованием малых космических аппаратов

Кислицкий Михаил Иванович

mksl21@mail.ru

БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова

Рассмотрено создание на орбитах формаций из множества малых космических аппаратов, с целью получения эффекта распределенной апертуры для решения широкого спектра задач в космосе. Эта формация должна иметь определенную форму и размеры и быть устойчивой. Представлено два основных возможных варианта создания формации на основе баллистически связанных групп малых космических аппаратов, в которых конфигурация формации остается постоянной или изменяется по известному закону. Сделан вывод, что они пригодны для реализации распределенной апертуры.

Ключевые слова: *малый космический аппарат, формация, распределенная апертура, баллистически связанная группа*

Требования к космическим средствам (КСр) постоянно повышаются. Для КСр дистанционного зондирования Земли в целях повышения чувствительности и разрешающей способности требуется создавать все более крупногабаритные телескопы. Для КСр связи также требуются все более крупногабаритные антенны. Известно, что крупногабаритные телескопы и антенны возможно заменить на конфигурации из множества приемников (приемопередатчиков), если при этом суммировать и определенным образом обрабатывать полученные ими сигналы. В результате формируется так называемая распределенная апертура. Это дает возможность значительно снизить массу и стоимость устройства в целом по сравнению с вариантом создания одной большой антенны или телескопа, обладающих аналогичными выходными параметрами. Данная технология широко применяется в наземных устройствах, в частности, радиотелескопах. Целесообразно применить технологию распределенной апертуры (РА) в космосе, где особенно важна минимизация массы и стоимости технических средств.

Постановщики целевых задач считают данное направление перспективным, однако в настоящее время не готовы четко сформулировать конкретные требования к необходимой для РА конфигурации. Тем не менее, известно, что для решения любого типа задач, требующих РА, необходимо сформировать на орбите плоскую поверхность («решетку») из приемников — малых космических аппаратов (МКА). Нормаль к этой плоскости в случае решения задач, связанных с земной поверхностью, должна быть направлена в местный надир. Если же решаются задачи наблюдения источников электромагнитного излучения, находящихся в космическом пространстве, то нормаль направляется в зенит. Для решения целевых задач нужно, чтобы данная формация была стабильной или хотя бы изменялась в приемлемых пределах по хорошо известному закону. В научно-технической литературе иногда предлагается решать задачу создания РА путем использования множества неуправляемых МКА (стохастической рой). Это делает формацию нестабильной и труднопредсказуемой. Но самое главное то, что для этого потребовалось бы очень большое (возможно неприемлемо большое) количество МКА в орбитальной группировке, поскольку нужно будет обеспечить, чтобы в каждый момент времени поблизости друг от друга находилось требуемое количество МКА, которые при этом движутся случайным образом.

Более перспективным представляется вариант, при котором МКА имеют на борту средства управления параметрами орбиты. В этом случае открывается возможность поддержания определенного взаимного положения МКА. Множество МКА, обладающее этим свойством, будем называть баллистически связанной группой (БСГ). В научно-технической литературе есть ряд работ, рассматривающих управление формациями МКА, например, [1–3]. По нашему мнению, для формирования РА целесообразны два основных варианта построения БСГ.

Вариант 1 — «многоугольник». В качестве минимально возможной БСГ рассматривается группа из семи МКА, способных управлять параметрами своей орбиты. Из них один — центральный (ЦМКА). Остальные разнесены относительно него, образуя шестиугольник, в центре которого находится ЦМКА. Поскольку МКА движутся по геоцентрическим орбитам (для простоты примем их круговыми), постоянное расстояние между МКА можно обеспечить лишь вдоль орбиты (ЦМКА-МКА1, ЦМКА-МКА2). Итак, продольную базу измерений можно обеспечить постоянной. Для решения большинства целевых задач необходимо иметь базу измерений также и в поперечном направлении (перпендикулярно плоскости орбиты). Плоскость орбиты любого КА проходит через центр Земли. Поэтому обеспечить постоянным расстояние между МКА в направлении, перпендикулярно плоскости орбиты, невозможно. Чтобы обеспечить поперечную базу измерений предлагается развести одну пару МКА (МКА3 и МКА4) по наклону вправо и влево от плоскости орбиты на равные углы, а вторую пару (МКА5 и МКА6) аналогично развести по долготе восходящего узла. Тогда расстояние между МКА3 и МКА4 будет равно нулю на экваторе и достигать максимума на широте, равной наклону орбиты. Расстояние между МКА5 и МКА6, наоборот, будет равно нулю на широте, равной наклону орбиты и достигать максимума на экваторе. Общая поперечная база измерений, обеспечиваемая данной группой МКА, будет переменной. Она будет пульсировать, изменяясь по линейному закону в пределах 50–100% от максимального значения, с двойной орбитальной частотой. Такая конфигурация может представлять практический интерес для решения задач синтеза апертуры.

Данная конфигурация является минимально возможной. Можно увеличить число МКА и разнести по орбите точки их разведения. При этом углы разведения тоже могут быть разными. Тогда количество МКА в группе увеличивается и может быть получен более гладкий закон изменения поперечной базы с увеличением ее минимального значения. Это будет выглядеть как вложенные друг в друга многоугольники вокруг центрального МКА.

Вариант 2 — проекционная круговая орбита («хоровод»). В этом варианте также имеется ЦМКА, вокруг которого строится БСГ. Остальные МКА выводятся на круговые орбиты, относительно близкие к орбите ЦМКА, причем параметры орбит МКА подбираются такими, что в проекции на поверхность Земли, они как бы вращаются вокруг ЦМКА по круговым орбитам. Такое построение БСГ рассмотрено в [4] применительно к паре МКА. Предлагается обобщить решение, представленное в [4], на случай многих МКА. Минимальный состав такого БСГ — один ЦМКА в центре, а вокруг него вращаются по проекционной орбите не менее четырех МКА. Нарращивание структуры РА производится путем увеличения количества концентрических проекционных орбит («хоровод») с размещенными на них МКА.

Таким образом, в обоих вариантах формируется РА, образуемая элементарными приемниками (приемопередатчиками) — МКА. Они движутся известным образом относительно ЦМКА, а в варианте 2 — также и на постоянном расстоянии от ЦМКА.

Это облегчает обработку данных и формирование синтезированной апертуры. Представляется, что оба варианта обеспечивают решение задачи.

*Исследование поддержано грантом Министерства науки
и высшего образования Российской Федерации.*

Литература

- [1] Godard, Kumar K.D. Fault Tolerant Reconfigurable Satellite Formations Using Adaptive Variable Structure Techniques // Journal of Guidance, Control and Dynamics. 2010. Vol. 33, no. 3. Pp. 969–984. DOI: 10.2514/1.38580
- [2] Prasenjit S., Srinivas R.V., Kyle T.A. Fault Tolerant Reconfigurable Satellite Formations Using Adaptive Variable Structure Techniques // The Journal of the Astronautical Sciences. 2004. Vol. 52, no. 1 and 2. Pp. 149–168.
- [3] Sesha S.V., Srinivas R.V., Kyle T.A. Formation Flying: Accommodating Nonlinearity and Eccentricity Perturbations // Journal of Guidance, Control and Dynamics. 2003. Vol. 26, no. 2. Pp. 214–223. DOI: 10.2514/2.5054
- [4] Eyer J. A dynamics and control algorithm for low Earth orbit precision formation flying satellites. Graduate Department of Aerospace Science and Engineering. University of Toronto, 2009. 215 p.

On the Formation of a Distributed Aperture Using Small Spacecraft

Kislitsky Michael Ivanovich

mksl21@mail.ru

BSTU "VOENMEH" named after D.F. Ustinov

The creation of formations from a variety of small spacecraft in orbits is considered in order to obtain the effect of a distributed aperture for solving a wide range of tasks in space. This formation must have a certain shape and size and be stable. Two main possible options for creating a formation based on ballistically coupled groups of small spacecraft in which the configuration of the formation remains constant or changes according to a known law are presented. It is concluded that they are suitable for the implementation of a distributed aperture.

Keywords: *small spacecraft, formation, distributed aperture, ballistic coupled group*

*The research was supported by a grant from the Ministry of Science
and Higher Education of the Russian Federation.*

References

- [1] Godard, Kumar K.D. Fault Tolerant Reconfigurable Satellite Formations Using Adaptive Variable Structure Techniques. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 2010, vol. 33, no. 3, pp. 969–984. DOI: 10.2514/1.38580
- [2] Prasenjit S., Srinivas R.V., Kyle T.A. Fault Tolerant Reconfigurable Satellite Formations Using Adaptive Variable Structure Techniques. The Journal of the Astronautical Sciences, 2004, vol. 52, no. 1 and 2, pp. 149–168.
- [3] Sesha S.V., Srinivas R.V., Kyle T.A. Formation Flying: Accommodating Nonlinearity and Eccentricity Perturbations. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 2003, vol. 26, no. 2, pp. 214–223. DOI: 10.2514/2.5054
- [4] Eyer J. A dynamics and control algorithm for low Earth orbit precision formation flying satellites. Graduate Department of Aerospace Science and Engineering. University of Toronto, 2009. 215 p.

УДК 629.782

Система диагностики нагреваемых в полете элементов возвращаемых ступеней ракет-носителей

Колычев Алексей Васильевич

anturui@mail.ru

БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова

Каун Юлия Владимировна

y.kaun13@gmail.com

БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова

Архипов Павел Александрович

arkhipov.voenmeh@gmail.com

БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова

Одной из основных проблем применения многоразовых ракет являются затраты на их послеполетную проверку. На данный этап требуются большие денежные и временные ресурсы. Это существенно снижает эффективность таких систем. Данную проблему возможно решить с помощью внедрения системы контроля температуры наиболее термонапряженных элементов ракеты. Такая система должна обладать высокой термостойкостью и низкой инертностью, а также возможностью записи показаний в реальном времени. Данную систему возможно реализовать с помощью эффекта термоэмиссии, нанесением эмиссионного слоя на поверхности, подверженные высоким температурам и последующим замером тока во время полета. В данной работе произведен расчет условий, которые необходимо создать для работы данной системы на основе свойств среды вокруг аппарата.

Ключевые слова: термоэмиссионное охлаждение, возвращаемые ступени ракет-носителей, многоразовость, система диагностики

Одной из основных проблем применения многоразовых ракет являются затраты на их послеполетную проверку. На данный этап приходится значительные денежные и временные ресурсы. Это существенно снижает эффективность таких систем.

Данную проблему возможно решить с помощью внедрения системы контроля температуры наиболее термонапряженных элементов ракеты. Такая система должна обладать высокой термостойкостью и низкой инертностью, а также возможностью записи показаний в реальном времени. Данную систему возможно реализовать с помощью эффекта термоэмиссии, нанесением эмиссионного слоя на поверхности, подверженные высоким температурам и последующим замером тока во время полета.

В данной работе произведен расчет условий, которые необходимо создать для работы данной системы на основе свойств среды вокруг аппарата.

На основе полученных значений давления и температуры можно рассчитать необходимые транспортные свойства. Поскольку для их точного расчета требуется большое количество вычислительных ресурсов целесообразно воспользоваться аппроксимацией Капителли [1–5], которая позволяет вычислять транспортные коэффициенты воздуха в зависимости от давления и температуры с отклонением не более 5 %.

Так же для расчета потребовалась теплоемкость и средняя молярная масса воздуха, также определенные по методу Капителли.

Система основана на эффекте термоэлектронной эмиссии (термоэмиссии). Термоэлектронная эмиссия — явление выхода электронов из твердого тела, металла и полупроводников в свободное пространство.

На основе закона Ричардсона была произведена оценка плотности тока эмиссии и термоэмиссионного охлаждения. Далее определено требуемое напряжение, чтобы при заданных условиях обеспечить полный отвод всех термоэлектронов.

Ток эмиссии очень чувствителен к изменению температуры, чем выше температура, тем быстрее растет ток. Сами значения тока исчисляются единицами ампер, что позволят с высокой точностью фиксировать все изменения и снизить до минимума влияние шумов. При этом напряжение, которое необходимо поддерживать между катодом и анодом не велико, что позволяет обойтись бортовым источником питания. Однако стоит заметить, что данная система работает только при высоких температурах газа (для воздуха свыше 3000 К при работе выхода 2,3 эВ), поскольку при снижении температуры ниже определенного минимума повышение проводимости газа приводит к сильному повышению напряжения и снижению тока эмиссии за счет остывания катода. Но данный порог можно снизить за счет снижения работы выхода.

Все вышесказанное позволяет сказать, что данная система отлично подходит для фиксации резких скачков температуры и сильного термического нагружения на детали летательных аппаратов, в том числе и возвращаемых ступеней ракет.

Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства науки и высшего образования Российской Федерации в ходе реализации проекта «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» (грант № FZWF-2020-0015).

Литература

- [1] Фридрихов С.А., Мовнин С.М. Глава 10. Физические основы эмиссионной электроники // Физические основы электронной техники. М.: Высшая школа, 1982. 608 с. С. 434–435.
- [2] Зиновьев В. А. Краткий технический справочник. Т. 1. М.-Л.: Техтеориздат, 1949. 532 с. С. 183.
- [3] Иордан Ю.В., Давыдович Д.Ю., Жариков К.И., Дронь М.М. Экспериментальные исследования теплового нагружения элемента головного обтекателя ракеты на атмосферном участке траектории его спуска // Динамика систем, механизмов и машин. 2017. Т. 5, № 2. С. 37–42. DOI: 10.25206/2310-9793-2017-5-2-37-42
- [4] D'Angola A., Colonna G., Gorse C. et al. Thermodynamic and transport properties in equilibrium air plasmas in a wide pressure and temperature range // The European Physical Journal D. 2008. Vol. 46. Pp. 129–150. DOI: 10.1140/epjd/e2007-00305-4
- [5] Лойтянский Л.Г. Механика жидкости и газа. М.: Наука, 1973. 847 с.

Diagnostic System for Elements of Return Stages of Launch Vehicles Heated in Flight

Kolychev Aleksey Vasilievich

anturui@mail.ru

BSTU "VOENMEH" named after D.F. Ustinov

Kaun Yulia Vladimirovna

y.kaun13@gmail.com

BSTU "VOENMEH" named after D.F. Ustinov

Arkhipov Pavel Alexandrovich

arkhipov.voenmeh@gmail.com

BSTU "VOENMEH" named after D.F. Ustinov

One of the main problems of using reusable rockets is the cost of their post-flight verification. At this stage, we have to spend a lot of money and time resources. This significantly reduces the efficiency of such systems. This problem can be solved by implementing a temperature control system for the most thermally stressed elements of the rocket. Such a system should have high temperature resistance and low inertia, as well as the ability to record readings in real time. This system can be implemented using the effect of thermal emission, applying an emission layer on surfaces exposed to high temperatures and then measuring the current during flight. In this paper, the conditions that need to be created for the operation of this system based on the properties of the environment around the device are calculated.

Keywords: *thermionic cooling, reusable stage, launch vehicle, thermal emission cooling returnable stages of launch vehicles reusable diagnostic system*

This study was financially supported by the Ministry of Science and Higher Education of Russian Federation during the implementation of the project "Creating a leading scientific and technical reserve in the development of advanced technologies for small gas turbine, rocket and combined engines of ultra-light launch vehicles, small spacecraft and unmanned aerial vehicles that provide priority positions for Russian companies in emerging global markets of the future" (No. FZWF-2020-0015).

References

- [1] Fridrikhov S.A., Movnin S.M. Glava 10. Fizicheskie osnovy emissionnoi elektroniki [Chapter 10. Physical foundations of emission electronics]. Fizicheskie osnovy elektronnoi tekhniki [Physical foundations of electronic technology]. Moscow, Vysshaya shkola Publ., 1982, 608 p., pp. 434–435. (In Russ.).
- [2] Zinov'ev V. A. Kratkii tekhnicheskii spravochnik [Brief technical reference]. Vol. 1. Moscow, Lenin-grad, Tekhteorizdat Publ., 1949, 532 p., p. 183. (In Russ.).
- [3] Iordan Yu.V., Davydovich D.Yu., Zharikov K.I., Dron' M.M. Eksperimental'nye issledovaniya teplovogo nagruzeniya elementa golovnogo obtekatel'ya rakety na atmosfernom uchastke traektorii ego spuska [Experimental studies of thermal loading of a rocket head fairing element in the atmospheric section of its descent trajectory]. Dinamika sistem, mekhanizmov i mashin [Dynamics of systems, mechanisms and machines], 2017, vol. 5, no. 2, pp. 37–42. DOI: 10.25206/2310-9793-2017-5-2-37-42 (In Russ.).
- [4] D'Angola A., Colonna G., Gorse C. et al. Thermodynamic and transport properties in equilibrium air plasmas in a wide pressure and temperature range. The European Physical Journal D, 2008, vol. 46, pp. 129–150. DOI: 10.1140/epjd/e2007-00305-4 (In Russ.).
- [5] Loityanskii L.G. Mekhanika zhidkosti i gaza [Mechanics of liquid and gas]. Moscow, Nauka Publ., 1973, 847 p. (In Russ.).

УДК 629.7

Разработка конструкции и технологии изготовления каркаса наноспутника

Корнилов Егор Леонидович

kornilovegle@gmail.com

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Хазиев Алексей Равкатович

Khaziev@anisoprint.ru

ООО «Анизопринт»

На сегодняшний день в ракетно-космической отрасли все чаще применяются малые космические аппараты и их группировки в связи с рядом их преимуществ. Предложен вариант каркаса наноспутника, изготовленного методом композитной трехмерной печати. Проведены конечно-элементный анализ, сравнение полученной конструкции с алюминиевым аналогом и экономическое обоснование перспективности предлагаемого способа изготовления каркаса наноспутника.

Ключевые слова: композитные конструкции, композиционные материалы, наноспутник, 3D-печать, наноспутник CubeSat

Даже при малом размере наноспутники способны выполнять множество задач. В состав их полезной нагрузки как правило, входят фотокамеры, различные датчики, биохимические эксперименты, регистраторы, электронные компоненты, конструктивные и технологические решения, проходящие процедуру тестирования перед использованием в средних и больших спутниках (500...1000 кг и более 1000 кг соответственно) [1].

Зачастую при проектировании малых космических аппаратов представляется невозможным применение тех или иных конструкторско-технологических решений. Связано это с тем, что традиционные методы производства не могут предоставить тот особый набор качеств, который способны дать аддитивные технологии. С их помощью можно создавать изделия практически любых форм и размеров.

Применение 3D-печати композитами к изготовлению корпусов малых спутников является важной задачей, так решение ее позволит значительно снизить затраты и время на изготовление. При этом идет уменьшение массы конструкции, откуда вытекает возможность увеличения полезной нагрузки, при сохранении общей массы. Открывается возможность изготовления корпусов, сборки и запуска спутников с космических станций. Это открывает путь к принципиально новым вариантам исполнения спутников конструкции CubeSat. Следовательно, это упрощает саму конструкцию корпуса, снижает ее массу, что позволит увеличить полезную нагрузку и делает ее экономически выгоднее аналогов [2].

Цель работы — расширить методы изготовления корпусов малых спутников для повышения их весовой и экономической эффективности за счет применения 3D-печати изделий из композиционных материалов, армированных непрерывными волокнами.

В работе предложена конструкция каркаса наноспутника, изготовленного методом композитной трехмерной печати. Для конструкции проведены:

- анализ деформированного состояния конструкции;
- анализ влияния геометрического несовершенства конструкции на силу трения между корпусом и рельсами деплойера, что показало возможность работоспособности конструкции в экстремальных условиях эксплуатации [3];

• анализ свободных колебаний каркасов из углепластика и аналога из алюминия, позволяющий выявить опасные места в конструкциях и оценить запас удельной жесткости предложенной конструкции [4].

Предложенная конструкция была изготовлена методом трехмерной печати изделий из композиционных материалов с непрерывным армированием. Была разработана траектория укладки слоев для 3D-принтера, которая позволила эффективно использовать свойства композита в конструкции рамы.

Был проведен сравнительный анализ композитной и аналогичной алюминиевой конструкций по массе. Композитная рама оказалась эффективней на 24 %.

Проведен сравнительно-экономический анализ, показавший увеличение рентабельности композитной рамы по сравнению с аналогом из алюминия в три раза. Данный анализ справедлив при изготовлении конструкции каркаса наноспутника на Земле [5].

Литература

- [1] Каширин А.В., Глебанова И.И. Анализ современного состояния рынка наноспутников как подрывной инновации и возможностей его развития в России // Молодой ученый. 2016. № 7 (111). С. 855–867.
- [2] Halmare M., Joshi H. CubeSat Market. <https://www.alliedmarketresearch.com/cubesat-market-A09399> (дата обращения 26.12.2021).
- [3] CubeSat Deployers. URL: <https://www.isispace.nl/wp-content/uploads/2016/02/CubeSat-deployers-Brochure-web-compressed.pdf> (дата обращения 16.12.2021).
- [4] CubeSat 101: Basic Concepts and Processes for First-Time CubeSat Developers. URL: https://www.nasa.gov/sites/default/files/atoms/files/nasa_csl_i_cubesat_101_508.pdf (дата обращения 16.12.2021).
- [5] United States Government Accountability Office. URL: <https://www.gao.gov/products/gao-16-359> (дата обращения 26.12.2021).

Designing and Manufacturing of Nano Satellite Frame

Kornilov Egor Leonidovich

kornilovegle@gmail.com

BMSTU

Khaziev Aleksey Ravkatovich

Khaziev@anisoprint.ru

Anisoprint, LLC

Currently, small spacecraft and their constellations are increasingly used in the rocket and space industry due to several their advantages. A version of a nano satellite frame made by a method of composite three-dimensional printing is presented in the research. A finite element analysis, a comparison of a designed structure with an aluminum analogue, and an economic substantiation of the proposed method for manufacturing the nano satellite frame have been carried out.

Keywords: composite materials, composite technology, nanosatellite, CubeSat, 3D-printing

References

- [1] Kashirin A.V., Glebanova I.I. Analiz sovremennogo sostoyaniya rynka nanospuztnikov kak podryvnoy innovatsii i vozmozhnostey ego razvitiya v Rossii [Analysis of the current state of the nanosatellite market as a disruptive innovation and opportunities for its development in Russia]. Molodoy uchenyy [Young Scientist], 2016, no. 7 (111), pp. 855–867. (in Russ.).

- [2] Halmare M., Joshi H. CubeSat Market. Available at: <https://www.alliedmarketresearch.com/cubesat-market-A09399> (accessed December 26, 2021).
- [3] CubeSat Deployers. Available at: <https://www.isispace.nl/wp-content/uploads/2016/02/CubeSat-deployers-Brochure-web-compressed.pdf> (accessed December 26, 2021).
- [4] CubeSat 101: Basic Concepts and Processes for First-Time CubeSat Developers. Available at: https://www.nasa.gov/sites/default/files/atoms/files/nasa_csl_i_cubesat_101_508.pdf (accessed December 26, 2021).
- [5] United States Government Accountability Office Available at: <https://www.gao.gov/products/gao-16-359> (accessed December 26, 2021).

УДК 629.782

Разработка конструктивно-силовой схемы пола кабины многоцветного космического аппарата туристического класса из термопластичного композиционного материала

Куркова Анастасия Германовна

mollysands@yandex.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Ашихмина Екатерина Руслановна

ashikhminaer@student.bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Рассмотрена конструктивно-силовая схема пола герметичной кабины многоцветного космического аппарата туристического класса. В качестве материала пола выбран термопластичный композиционный материал, а в качестве технологии изготовления — 3D-печать методом послойного наплавления. С целью повышения весовой эффективности проведена топологическая оптимизация конструкции пола и на основе ее решения предложена конструктивно-силовая схема пола.

Ключевые слова: многоцветные космические аппараты, космический туризм, термопластичные композиционные материалы, конструктивно-силовая схема, топологическая оптимизация

В настоящее время широкое применение в изделиях авиационной и ракетно-космической техники нашли термопластичные композиционные материалы (КМ) благодаря их высокой удельной прочности, коррозионной стойкости и ударной вязкости. Для достижения максимальной весовой эффективности изделий перспективным представляется применение аддитивных технологий (АТ), которые позволяют в относительно короткие сроки получать изделия сложной формы с минимальными затратами сырьевых материалов. Необходимо отметить, что по сравнению с оригинальными конструкциями, изготовленными традиционными методами производства, 3D-печатные изделия как минимум на 15–20% легче, что очень важно для авиационной и ракетно-космической техники.

В МГТУ им. Н.Э. Баумана в течение нескольких лет ведутся работы по созданию крылатого многоцветного космического аппарата туристического класса (МКА ТК) «Одуванчик» [1–4]. В носовой части МКА ТК располагается герметичная вставная кабина объемом 10 м³ для одного пилота и экипажа из 4 человек [5]. Одним из важных силовых элементов конструкции герметичной кабины фюзеляжа является пол, который оказывает значительное влияние на весовую эффективность всего аппарата.

Предполагается, что в качестве материала пола используется термопластичный КМ, а в качестве технологии изготовления — 3D-печать, в частности метод послойного наплавления (FDM).

Технология FDM печати заключается в следующем: экструзионная головка с контролируемой температурой разогревает до полужидкого состояния полимерную нить, и с высокой точностью подает полученный термопластичный моделирующий материал тонкими слоями на рабочую поверхность 3D-принтера. Слои наносятся друг на друга, соединяются между собой и затвердевают, формируя готовое изделие — термопластичный КМ [6].

Для разработки конструктивно-силовой схемы пола требуются сведения о физико-механических характеристиках КМ, которые отсутствуют в справочной литературе. Поэтому для их определения проводилось численное моделирование в программе Digimat. Для этого были проведены виртуальные испытания исследуемого материала. Исходными данными служили характеристики моноволокон и заданная укладка нитей при 3D-печати. В результате анализа были получены физико-механические характеристики термoplastичного КМ.

Для верификации результатов математического моделирования проведены испытания образцов на разрыв для направлений армирования 0° и 90° . На основании проведенного эксперимента показано хорошее согласие с результатами численного моделирования характеристик.

Полученные значения физико-механических характеристик были использованы при определении оптимальной конструктивно-силовой схемы пола МКА ТК методом топологической оптимизации [3, 4, 7, 8].

На основе решения задачи топологической оптимизации предложена конструктивно-силовая схема пола МКА ТК, которая обладает высокой весовой эффективностью.

Литература

- [1] Резник С.В. Актуальные проблемы проектирования, производства и испытания ракетно-космических композитных конструкций // Инженерный журнал: наука и инновации. 2013. № 3 (15). С. 25. DOI: 10.18698/2308-6033-2013-3-638
- [2] Ашихмина Е.Р., Просунцов П.В. Оптимизация формы крыла и выбор рациональных параметров траектории многоразового космического аппарата туристического класса // Известия высших учебных заведений. Машиностроение. 2021. № 8 (737). С. 74–86. DOI: 10.18698/0536-1044-2021-8-74-86
- [3] Ашихмина Е.Р., Просунцов П.В. Оптимизация силового набора крыла многоразового космического аппарата туристического класса // XLIII Академические чтения по космонавтике (Королевские чтения – 2019): сб. тез. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2019. С. 40–41.
- [4] Ashikhmina E.R., Prosuntsov P.V. Wing box topology optimization of tourist class reusable space vehicle // AIP Conference Proceedings. М.: BMSTU Press, 2019. P. 030014. DOI: 10.1063/1.5133180
- [5] Ашихмина Е.Р. Методика разработки конструктивно-силовой схемы и теплозащитного покрытия крыла суборбитального многоразового космического аппарата туристического класса: дисс. ... канд. техн. наук. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2021. 191 с.
- [6] Ляпков А.А. Полимерные аддитивные технологии. Томск: ТПУБ, 2016. 114 с.
- [7] Htet T.L., Prosuntsov P.V. Parametric and topology optimization of load bearing elements of aircraft fuselage structure // IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. 2020. Vol. 934 (1). P. 012029. DOI: 10.1088/1757-899X/934/1/012029

- [8] Тун Т.Л.Х., Просунцов П.В. Топологическая оптимизация силового набора хвостовой части самолета для набора расчетных случаев // Будущее машиностроения России: тез. докл. Всерос. конф. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2019. С. 806–807.

Development of Fuselage Floor Structural Frame Made of Thermoplastic Composites for Tourist Class Reusable Spaceplane

Kurkova Anastasiia Germanovna
BMSTU

mollysands@yandex.ru

Ashikhmina Ekaterina Ruslanovna
BMSTU

ashikhminaer@student.bmstu.ru

Fuselage floor structural frame of tourist class reusable spaceplane is developed. As floor material thermoplastic composite material is chosen, and as the manufacturing technology 3D printing (fused deposition modelling) is suggested. In order to increase weight efficiency topology optimization of floor structural frame for tourist class reusable spaceplane is carried out and the structural frame of floor is proposed.

Keywords: *tourist class reusable spaceplane, thermoplastic composite material, topology optimization, structural frame, space tourism*

References

- [1] Reznik S.V. Aktual'nye problemy proektirovaniya, proizvodstva i ispytaniya raketno-kosmicheskikh kompozitnykh konstruktsiy [Topical problems of rocket-space composite structures designing, production and testing]. *Inzhenernyy zhurnal: nauka i innovatsii* [Engineering journal: science and innovation], 2013, no. 3 (15), P. 25. (In Russ.). DOI: 10.18698/2308-6033-2013-3-638
- [2] Ashikhmina E.R., Prosuntsov P.V. Optimizatsiya formy kryla i vybor ratsional'nykh parametrov traektorii mnogorazovogo kosmicheskogo apparata turisticheskogo klassa [Wing Shape Optimization and Selecting Rational Re-Entry Trajectory for Reusable Spacecraft of Tourist Class]. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedeniy. Mashinostroenie* [BMSTU Journal of Mechanical Engineering], 2021, no. 8 (737), pp. 74–86. (In Russ.). DOI: 10.18698/0536-1044-2021-8-74-86
- [3] Ashikhmina E.R., Prosuntsov P.V. Optimizatsiya silovogo nabora kryla mnogorazovogo kosmicheskogo apparata turisticheskogo klassa [Optimization of the power set of the wing of a reusable tourist-class spacecraft]. *XLIII Akademicheskie chteniya po kosmonavtike (Korolevskie chteniya – 2019)* [XLIII Academic Readings on cosmonautics (Korolev Readings – 2019)]: collection of abstracts. Moscow, BMSTU Press, 2019, pp. 40–41. (In Russ.).
- [4] Ashikhmina E.R., Prosuntsov P.V. Wing box topology optimization of tourist class reusable space vehicle. *AIP Conference Proceedings*, Moscow, BMSTU Press, 2019, p. 030014. DOI: 10.1063/1.5133180
- [5] Ashikhmina E.R. Metodika razrabotki konstruktivno-silovoy skhemy i teplozashchitnogo pokrytiya kryla suborbital'nogo mnogorazovogo kosmicheskogo apparata turisticheskogo klassa: diss. ... kand. tekhn. nauk. [Methodology for the development of a structural and power circuit and a thermal protective coating of the wing of a suborbital reusable tourist-class spacecraft: diss. ... cand. tech. Sciences]. Moscow, BMSTU Press, 2021, 191 p. (In Russ.).
- [6] Lyapkov A.A. Polimernye additivnye tekhnologii: uchebnoe posobie [Polymer additive technologies]. Tomsk, TPUB Publ., 2016, 114 p. (In Russ.).
- [7] Htet T.L., Prosuntsov P.V. Parametric and topology optimization of load bearing elements of aircraft fuselage structure. *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*, 2020, vol. 934 (1), p. 012029. DOI: 10.1088/1757-899X/934/1/012029

- [8] Htet T.L., Prosuntsov P.V. Topologicheskaya optimizatsiya silovogo nabora khvostovoy chasti samoleta dlya nabora raschetnykh sluchaev [Topology optimization of load bearing elements of aircraft fuselage structure]. Budushchee mashinostroeniya Rossii [The Future of Russian engineering]: abstracts of reports of the All-Russian Conference. Moscow, BMSTU Press, 2019, pp. 806–807. (In Russ.).

УДК 536.2

Оценка эффективности теплозащиты возвращаемой баллистической капсулы, выполненной из анизотропного композиционного материала

Леонов Виктор Витальевич

lv@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Зарубин Владимир Сергеевич

vszarubin@gmail.com

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Рассмотрена оценка эффективности применения материалов, обладающих высокой степенью анизотропии теплопроводности, для баллистических возвращаемых капсул, входящих в состав автоматических межпланетных станций. Показана возможность возвращения на Землю с лунной орбиты беспилотной баллистической капсулы без разрушения ее поверхности в случае использования траекторий с многократным входом в плотные слои атмосферы и анизотропного композиционного теплозащитного покрытия.

Ключевые слова: баллистическая капсула, анизотропный теплозащитный материал, композиционный материал, стеклогуглерод, пирографит, многократный вход в плотные слои атмосферы

На заключительном, т. е. атмосферном участке траектории возвращения на Землю, спускаемые аппараты, в частности, баллистические капсулы автоматических межпланетных станций (АМС) испытывают высокие тепловые нагрузки, которые могут вызвать повреждение их поверхности или даже разрушение аппарата. В отличие от орбитальных аппаратов АМС подходят к границе атмосферы Земли с местными параболическими или даже гиперболическими скоростями.

Уменьшить тепловую нагрузку на поверхности аппарата можно снизив скорость его входа в плотные слои атмосферы. Без использования тормозных двигательных установок это возможно сделать, например, с помощью реализации траекторий с многократным входом в атмосферу. В этом случае получается, что после первого прохождения атмосферы орбита представляет собой эллипс, апогей которого быстро понижается при повторных входах. Непродолжительное время и небольшая глубина погружения аппарата в верхние слои атмосферы позволяют поэтапно снизить его скорость и уменьшить интенсивность нагрева [1].

Относительно низкая теплопроводность традиционных теплозащитных материалов и неравномерность распределения тепловых нагрузок по внешней поверхности спускаемого аппарата приводят к тому, что даже при использовании описанных выше траекторий в наиболее нагруженных точках поверхности возможно разрушение поверхностного слоя. Повысить равномерность распределения тепловых нагрузок

можно, например, если выполнить внешний слой теплозащиты из анизотропного теплозащитного материала, т. е. материала, имеющего значительно более высокий коэффициент теплопроводности в тангенциальном направлении по отношению к поверхности покрытия по сравнению с коэффициентом теплопроводности в направлении нормали к этой поверхности.

В рамках данной работы рассмотрены вопросы, связанные с оценкой эффективности применения анизотропных теплозащитных композиционных материалов. В качестве примера предложен материал, состоящий из перемежающихся тонких слоев анизотропного пирографита и изотропного стеклоуглерода. Эти материалы сохраняют работоспособность примерно до температуры 2500 К [2], но при этом подвержены интенсивному окислению в среде кислорода. Окисление можно предотвратить нанесением на внешнюю поверхность термостойкого антиокислительного покрытия [3, 4].

Для предварительного анализа и выбора приемлемых траекторий проведены расчеты изменения равновесной температуры [5]. Рассмотрены точки внешней поверхности лобового сферического затупления аппарата, подверженные наиболее интенсивному нагреву [4]. Для выбранных траекторий и параметров теплозащитного покрытия проведены расчеты его нестационарного температурного состояния, включая стадию охлаждения после приземления.

Результаты математического моделирования позволяют сделать вывод о возможности вернуть на Землю с лунной орбиты беспилотную баллистическую капсулу без разрушения ее поверхности при использовании траекторий с многократным входом в плотные слои атмосферы и теплозащитного покрытия, внешний слой которого выполнен из стеклоуглерод-пирографитового композиционного материала. Для этого материала даны оценки влияния объемной концентрации компонентов на его свойства и показано преимущество перед изотропными материалами.

Исследование поддержано грантом Министерства науки и высшего образования России (проект № 0705-2020-0047).

Литература

- [1] Леонов В.В., Зарубин В.С., Айрапетян М.А. Анализ эффективности применения анизотропных теплозащитных материалов при реализации траекторий с многократным входом в атмосферу // Известия высших учебных заведений. Машиностроение. 2021. № 2. С. 56–68. DOI: 10.18698/0536-1044-2021-2-56-68
- [2] Соседов В.П. Свойства конструкционных материалов на основе углерода: справочник. М.: Металлургия, 1975. 336 с.
- [3] Ваганов А.В., Дмитриев В.Г., Задонский С.М., Киреев А.Ю., Скуратов А.С., Степанов Э.А. Оценка теплового режима малоразмерного крылатого возвращаемого аппарата на этапе его проектирования // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2007. Т. 5. URL: <http://chemphys.edu.ru/issues/2007-5/articles/51/> (дата обращения 12.11.2021).
- [4] Зарубин В.С., Зимин В.Н., Леонов В.В., Зарубин В.С. мл. 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. DOI: 10.26162/LS.2021.52.2.005
- [5] Зарубин В.С., Зимин В.Н., Леонов В.В., Зарубин В.С. мл. Равновесная температура поверхности затупления баллистической капсулы при возвращении на Землю с параболической скоростью // Тепловые процессы в технике. 2021. Т. 13, № 11. С. 482–487. DOI: 10.34759/tpt-2021-13-11-482-487

Evaluation of Thermal Protection Efficiency for a Re-entry Ballistic Capsule Covered by an Anisotropic Composite Material

Leonov Victor Vitalyevich

lv@bmstu.ru

BMSTU

Zarubin Vladimir Sergeevich

vszarubin@gmail.com

BMSTU

This study evaluates the efficiency of using materials with a high thermal conductivity anisotropy for re-entry ballistic capsules as part of space probe. We have shown the possibility of returning an unmanned ballistic capsule to the Earth from a lunar orbit without destroying the capsule surface when using trajectories with multiple entries into the dense atmosphere and an anisotropic composite heat-shielding coating.

Keywords: *ballistic capsule, anisotropic heat-shielding material, composite material, pyrolytic-graphite, glassy-carbon, trajectories with multiple entries to the atmosphere*

Grant by the Ministry of Science and Higher Education of the Russian Federation (project no. 0705-2020-0047).

References

- [1] Leonov V.V., Zarubin V.S., Ayrapetyan M.A. Analiz effektivnosti primeneniya anizotropnykh teplozashchitnykh materialov pri realizatsii traektoriy s mnogokratnym vkhodom v atmosferu [Analysis of the Anisotropic Heat-Protective Material Application Effectiveness in the Implementation of Trajectories with Multiple Re-entries into the Atmosphere]. Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedeniy. Mashinostroenie [BMSTU Journal of Mechanical Engineering], 2021, no. 2, pp. 56–68. (In Russ.). DOI: 10.18698/0536-1044-2021-2-56-68
- [2] Sosedov V.P. Svoystva konstruktsionnykh materialov na osnove ugleroda: spravochnik [Properties of carbon-based structural materials: reference]. Moscow, Metallurgiya Publ., 1975. 336 p. (In Russ.).
- [3] Vaganov A.V., Dmitriev V.G., Zadonskiy S.M., Kireev A.Yu., Skuratov A.S., Stepanov E.A. Otsenki teplovogo rezhima malorazmernogo krylatogo vozvrashchaemogo apparata na etape ego proektirovaniya [Estimations of low-sized winged reentry vehicle heat regimes on the stage of its designing]. Fiziko-khimicheskaya kinetika v gazovoy dinamike [Physical-chemical kinetics in gas dynamics], 2007, vol. 5. (In Russ.). Available at: <http://chemphys.edu.ru/issues/2007-5/articles/51/> (accessed November 12, 2021).
- [4] Zarubin V.S., Zimin V.N., Leonov V.V., Zarubin V.S. ml. Analiz teplovogo rezhima teplozashchity s primeneniem anizotropnogo materiala pri spuske na Zemlyu vozvrashchaemoy kapsuly [Analysis of thermal protection using an anisotropic material during descent of the return capsule]. Vestnik NPO im. S.A. Lavochkina [Bulletin of S.A. Lavochkin NPO], 2021, no. 2/52, pp. 36–45. (In Russ.). DOI: 10.26162/LS.2021.52.2.005
- [5] Zarubin V.S., Zimin V.N., Leonov V.V., Zarubin V.S. ml. Ravnovesnaya temperatura poverkhnosti zatupleniya ballisticheskoy kapsuly pri vozvrashchenii na Zemlyu s parabolicheskoy skorost'yu [Equilibrium temperature of ballistic capsule blunt surface when returning to the earth at a parabolic velocity]. Teplovye protsessy v tekhnike [Thermal processes in engineering], 2021, vol. 13, no. 11, pp. 482–487. (In Russ.). DOI: 10.34759/tpt-2021-13-11-482-487

УДК 620.179.18

Математическое моделирование дисперсно-упрочненного композиционного материала, выращенного по технологии прямого лазерного выращивания, для ракетно-космической техники

Магидов Илья Сергеевич АО «ГосМКБ «Радуга» им. А.Я. Березняка»	j-bright@mail.ru
Михайловский Константин Валерьевич МГТУ им. Н.Э. Баумана	Konst_mi@mail.ru
Шальнова Светлана Александровна СПбГМТУ	s.shalnova@corp.smtu.ru
Климова-Кормик Ольга Геннадьевна СПбГМТУ	o.klimova@ltc.ru

Рассмотрены основные особенности прогнозирования физико-механических характеристик дисперсно-упрочненного композиционного материала на основе различных титановых сплавов при помощи математического моделирования представительного элемента объема матрицы и включений, а также конечно-элементного моделирования образцов, изготовленных по технологии прямого лазерного выращивания, в программных комплексах MSC.Digimat и Ansys.

Ключевые слова: математическое моделирование, композиционный материал, титановый сплав, керамические частицы, ракетно-космическая техника

В работе осуществляется моделирование дисперсно-упрочненного композиционного материала (ДУКМ) на основе двух титановых сплавов ВТ6 [1] и ТЛ5 с упрочняющими керамическими частицами карбида кремния (SiC) и карбида титана (TiC) различного объемного содержания, а также ключевые особенности прогнозирования физико-механических свойств композиционных материалов и образцов в программных комплексах MSC.Digimat и Ansys.

Рассмотрены основные назначения, область применения ДУКМ в ракетно-космической технике, особенности прогнозирования физико-механических свойств подобных материалов и технологического процесса прямого лазерного выращивания (ПЛВ) в современных программных комплексах, используемых в авиакосмической отрасли.

Установлено, что прогнозирование механических свойств ДУКМ в программном комплексе MSC.Digimat достаточно точно отражено в использовании метода конечно-элементного моделирования представительного объема материала на микроуровне в модуле «Digimat-FE», который позволяет определить не только основные механические характеристики как модуль упругости, плотность и т.д., но и установить зависимость между пределом прочности материала и его деформации. Полученная предварительная информация, при использовании такого подхода проектирования конструкций, может значительно ускорить разработку конструкторской документации без проведения большого числа экспериментальных исследований материала.

Отмечено, что моделирование технологического процесса ПЛВ в программном комплексе Ansys позволяет точно выявить зоны максимального напряжения и перемещения в изготавливаемых деталях на этапе их проектирования, что в свою очередь

дает возможность скорректировать процесс выращивания с уменьшением вероятности получения дефектной продукции.

Проведены испытания на растяжение различных вариантов исполнения ДУКМ на основе титановых сплавов ВТ6 и ТЛ5:

- получен оптимальный режим выращивания образцов;
- выявлено эффективное относительное содержание SiC и TiC в матричном материале на основе диаграмм напряженно-деформированного состояния;
- проанализированы причины трещинообразования.

Сделан вывод, что прогнозирование физико-механических свойств ДУКМ на основе двух титановых сплавов ВТ6 и ТЛ5 с упрочняющими керамическими частицами SiC и TiC различного относительного содержания с применением метода математического моделирования представительного объема в программном комплексе MSC.Digimat (модуль Digimat-FE) и анализа конечно-элементной модели образцов в программном комплексе Ansys имеет достаточную точность определения необходимых характеристик материала, однако не учитывает влияние химических связей, возникающих в процессе выращивания, из-за чего возникает погрешность и небольшое расхождение с результатами, полученными экспериментальным путем.

Литература

- [1] Волосевич Д.В., Шальнова С.А., Вильданов А.М., Магидов И.С., Михайловский К.В., Климова-Корсмик О.Г. Прямое лазерное выращивание металлокерамических сплавов на основе титана // Фотоника. 2021. Т. 15, № 4. С. 296–307. DOI: 10.22184/1993-7296.FRos.2021.15.4.296.306
- [2] Туричин Г.А., Земляков Е.В., Климова О.Г. Прямое лазерное выращивание — перспективная аддитивная технология для авиадвигателестроения // Сварка и диагностика. 2015. № 3. С. 54–57.
- [3] DebRoy T., Wei H.L., Zuback J.S., Mukherjee T. Additive manufacturing of metallic components — Process, structure and properties // Progress in Materials Science. 2018. Vol. 92. Pp. 112–224. DOI: 10.1016/j.pmatsci.2017.10.001
- [4] Zheng B., Zhou Y., Smugeresky J., Schoenung J., Lavernia E. Thermal Behavior and Microstructural Evolution during Laser Deposition with Laser-Engineered Net Shaping: Part I. Numerical Calculations // Metallurgical and Materials Transactions A 39. 2008. Pp. 2228–2236. DOI: 10.1007/s11661-008-9557-7

Mathematical Modeling of a Dispersed-Hardened Composite Material Grown Using Direct Laser Cultivation Technology for Rocket and Space Technology

Magidov Ilya Sergeevich

j-bright@mail.ru

Raduga State Machine-Building Design Bureau

Mikhaylovskiy Konstantin Valerievich

Konst_mi@mail.ru

BMSTU

Shalnova Svetlana Aleksandrovna

s.shalnova@corp.smtu.ru

SMTU

Klimova-Korsmik Olga Gennad'yevna

o.klimova@ltc.ru

SMTU

The main features of predicting the physico-mechanical characteristics of a dispersed-hardened composite material based on various titanium alloys are considered using mathematical modeling of a representative element of the matrix volume and inclusions, as well as finite element

modeling of samples made using direct laser growing technology in the MSC.Digimat and Ansys software complexes.

Keywords: *mathematical modeling, composite materials, titanium alloy, ceramic particles, rocket and space technology*

References

- [1] Volosevich D.V., Shal'nova S.A., Vil'danov A.M., Magidov I.S., Mikhaylovskiy K.V., Klimova-Korsmik O.G. Pryamoe lazernoe vyrashchivanie metallokeramicheskikh splavov na osnove titana [Direct metal deposition of titanium-based cermets]. *Fotonika [Photonics Russia]*, 2021, vol. 15, no. 4, pp. 296–307. (In Russ.). DOI: 10.22184/1993-7296.FRos.2021.15.4.296.306
- [2] Turichin G.A., Zemlyakov E.V., Klimova O.G. Pryamoe lazernoe vyrashchivanie — perspektivnaya additivnaya tekhnologiya dlya aviadvigatelestroeniya [Direct laser cultivation is a promising additive technology for aircraft engine building]. *Svarka i diagnostika [Welding and diagnostics]*, 2015, no. 3, pp. 54–57. (In Russ.).
- [3] DebRoy T., Wei H.L., Zuback J.S., Mukherjee T. Additive manufacturing of metallic components — Process, structure and properties. *Progress in Materials Science*, 2018, vol. 92, pp. 112–224. DOI: 10.1016/j.pmatsci.2017.10.001
- [4] Zheng B., Zhou Y., Smugeresky J., Schoenung J., Lavernia E. Thermal Behavior and Microstructural Evolution during Laser Deposition with Laser-Engineered Net Shaping: Part I. Numerical Calculations. *Metalurgical and Materials Transactions A* 39, 2008, pp. 2228–2236. DOI: 10.1007/s11661-008-9557-7

УДК 629.7.048.3:612

Обоснование режимов поддержания безопасного давления в космическом корабле при аварийной разгерметизации

Матюшев Тимофей Викторович

mtv4465@yandex.ru

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Рыбина Анастасия Сергеевна

serg4066@live.ru

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Максимова Ирина Дмитриевна

irina.semka2017@yandex.ru

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Малышев Андрей Дмитриевич

super.fylhjvf2000@yandex.ru

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Носков Руслан Геннадьевич

noskov1994.rus@mail.ru

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Целью работы является разработка методики анализа режимов декомпрессии при разгерметизации на основе имитации модели. Для достижения поставленной цели была разработана имитационная модель, позволяющая оценить влияние разгерметизации на параметры системы обеспечения газового состава, с учетом влияния декомпрессии на показатели газообмена организма. Проведены вычислительные эксперименты имитирующие декомпрессию при разной величине отверстия возникающего при разгерметизации. На основе полученных расчетов были получены аппроксимационные зависимости, позволяющие оценить уровень переносимости организмом декомпрессии возникающей при разгерметизации кабины.

Ключевые слова: *декомпрессия, имитационная модель, разгерметизация, гермокабина*

Успех космических полетов в существенной степени зависит от того, в какой мере будет обеспечена безопасность экипажа на всех этапах полета, в том числе и на этапах старта и посадки. Орбитальный полет невозможен без герметичной кабины (ГК), в которой параметры внутренней среды регулируются так, чтобы обеспечить не только сохранение жизни, но и поддержание работоспособности на необходимом уровне. Одной из наиболее серьезных проблем авиакосмической медицины, является декомпрессия в условиях аварии [1]. При разгерметизации кабины можно использовать увеличение массовой подачи из имеющегося в запасе чистого кислорода или воздуха для замедления декомпрессии и поддержания в кабине давления выше критического уровня.

Современные самолеты оборудованы кабинами компрессорно-вентиляционного типа, для которых допустимы значительные величины утечки воздуха из-за перепада давлений внутри и вне ее. Иначе обстоит дело с герметичностью обитаемых отсеков космического корабля, поскольку такие кабины работают по циклу полностью замкнутой регенерации, утечки из них воздуха должны быть исключены, так как запас воздуха в любом физическом состоянии (сжатом и жидком) даже при минимальной негерметичности не может обеспечить безопасности полета в течение продолжительного времени.

Влияния условий внешней среды на экипаж космического аппарата (КА) во многом зависит от величины массовой подачи. Подход к выбору этой величины для кабин самолетов и космических кораблей различен. В первом случае расчет величин массовой подачи ведется на основе заданного диапазона температур воздуха, так как основная задача в этом случае сводится к обеспечению необходимого температурного режима, во втором случае – на основе поддержания в необходимых пределах парциального давления кислорода и диоксида углекислого газа.

Проблема обеспечения безопасности при разгерметизации имеет две жизненно важные стороны — физиологическую и техническую. Следовательно, только комплекс мероприятий, предусматривающих как физиологическую, так и прочностную защиту может обеспечить безопасность полета и сохранение жизни экипажа, а, следовательно, и исследование этой проблемы должно быть комплексным. Поэтому на основу исследования положена концепция комплексного рассмотрения всей проблемы как с физиологической, так и с технической точек зрения.

Для учета влияния опасных для организма с физиологической точки зрения факторов на этапе проектирования необходим методический и алгоритмический аппарат анализа систем обеспечения жизнедеятельности (СОЖ). Для этого необходимо разработать методику оценки переносимости декомпрессии человеком при вынужденной разгерметизации. При этом необходимо учитывать:

- технические возможности и ограничения существующих средств разработки и регулирования параметров внутренней среды в кабине КА;
- физиологические эффекты, воздействующие на экипаж в аварийных ситуациях;
- потенциальные технические возможности, использования средств и способов оптимизации условий деятельности экипажа.

Перспективным способом оптимизации режимов регулирования давления в ГК может стать математическое моделирование, учитывающее возможности и ограничения перераспределения объемов подачи воздуха для компенсации появившейся утечки. Поэтому цель работы — разработка методики оценки переносимости декомпрессии человеком в космическом полете при разгерметизации на основе комплексной имитационной модели газодинамических процессов. Данная методика позволит тео-

ретически оценить величину резервного времени в зависимости от уровня переносимости воздействия.

Анализ существующих подходов моделирования декомпрессии при разгерметизации показал, что процесс истечения газа через отверстие из ограниченной емкости не является установившимся во времени и должен рассматриваться как нестационарный процесс, обусловленный в первую очередь непрерывным изменением состояния газа, а также волновой природой рассматриваемого явления. При сравнении результатов расчетов массового расхода во времени по волновой теории и теории квазиустановившихся процессов было установлено, что зависимость массы от времени при звуковом истечении газа через сопла из сосуда конечных размеров может быть хорошо аппроксимирована с применением положений теории квазиустановившихся процессов с использованием поправочных коэффициентов (например, коэффициента расхода). Что позволяет заменить рассматриваемый нестационарный процесс мнимо стационарным.

Для достижения поставленной цели нам необходимо было решить следующие задачи:

1. Сформировать имитационную модель декомпрессии при разгерметизации на основе существующих подходов к моделированию процесса разгерметизации кабины, позволяющую учитывать влияние декомпрессии на организм космонавта:

- декомпрессии в зависимости от параметров полета и характеристик ГК;
- изменения режимов функционирования СОЖ.

2. На основе вычислительных экспериментов разработать методику оценки переносимости декомпрессии человеком, учитывающую различные уровни переносимости воздействия.

Таким образом, была разработана имитационная модель разгерметизации кабины КА. Формализованное описание процесса было дополнено: условиями, учитывающими влияние параметров атмосферы при изменении высоты на характер истечения газов, введением переменного коэффициента расхода, позволяющего повысить точность вычислений [2], соотношениями, позволяющими определить время декомпрессии, представленными в статье Тарасова В. В. [3]; введением массовой подачи для определения величины давлений ГК [4].

Данная модель позволяет определить величины утечки и массовой подачи при разгерметизации кабины на всей протяженности полета от старта до посадки. На основе полученных расчетов были получены аппроксимационные зависимости, позволяющие оценить уровень переносимости организмом декомпрессии возникающей при разгерметизации ГК.

Литература

- [1] Кознчи Е.Б. Декомпрессионные явления на искусственных спутниках с живыми существами на борту // Человек в условиях высотного космического полета: сб. пер. из иностранной периодической литературы / под ред. В.И. Иванова. М.: Иностранная литература, 1960. С. 349–416.
- [2] Матюшев Т.В., Дворников М.В., Петров М.А, Носков Р.Г. Теоретический анализ режимов декомпрессии гермокабины летательного аппарата при разгерметизации // XLV Академические чтения по космонавтике (Королёвские чтения — 2021): в 4 т. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2021. Т. 1. С. 165–169.
- [3] Тарасов В. В. Расчет времени истечения идеального газа из резервуара постоянного объема в среду с постоянным давлением при адиабатическом процессе // Вестник Тюменского государственного университета. Сер. Физико-математическое моделирование. Нефть, газ, энергетика. 2016. Т. 2, № 2. С. 84–95. DOI: 10.21684/2411-7978-2016-2-2-84-95

- [4] Matyushev T.V., Dvornikov M.V., Ryzhenkov S.P., Petrov M.A. Analysis of the body gas exchange indicators in high-altitude flight on the basis of the static model of the respiratory system // AIP Conference Proceedings. 2021. Vol. 2318 (1). Art. ID 160005. DOI: 10.1063/5.0036005

Substantiation of Regimes for Maintaining Safe Pressure in the Spacecraft in Case of Emergency Depressurization

Matyushev Timofey Viktorovich mtv4465@yandex.ru
Moscow Aviation Institute (National Research University)

Rybina Anastasiia Sergeevna serg4066@live.ru
Moscow Aviation Institute (National Research University)

Maksimova Irina Dmitrievna irina.semka2017@yandex.ru
Moscow Aviation Institute (National Research University)

Malyshev Andrej Dmitrievich super.fylhjvf2000@yandex.ru
Moscow Aviation Institute (National Research University)

Noskov Ruslan Gennadievich noskov1994.rus@mail.ru
Moscow Aviation Institute (National Research University)

The aim of the work is to develop a methodology for analyzing decompression regimes during depressurization on the basis of model simulation. To achieve this goal a simulation model was developed to estimate the effects of depressurization on the parameters of the gas supply system, taking into account the effect of decompression on the indicators of gas exchange in the body. Computational experiments simulating decompression with different hole sizes arising during depressurization were performed. Based on the simulation results the approximation dependences were obtained, allowing to estimate the level of body tolerance to decompression arising during cabin depressurization.

Keywords: decompression, simulation model, depressurization, pressurized cabin

References

- [1] Koenchi E.B. Dekompressionnye yavleniya na iskusstvennykh sputnikakh s zhivymi sushchestvami na bortu [Decompression phenomena on artificial satellites with living beings on board]. *Che-lovek v usloviyakh vysotnogo kosmicheskogo polet: sb. per. iz inostrannoi periodicheskoi literatury* [Man in conditions of high-altitude space flight: sat. trans. from foreign periodical literature]. Edited by V.I. Ivanov. Moscow, Inostrannaya literatura Publ., 1960, pp. 349–416. (In Russ.).
- [2] Matyushev T.V., Dvornikov M.V., Petrov M.A., Noskov R.G. Teoreticheskii analiz rezhimov dekompressii germokabiny letatel'nogo apparata pri razgermetizatsii [Theoretical analysis of decompression modes of the pressurized cabin of an aircraft during depressurization]. *XLV Akademicheskie chteniya po kosmonavtike (Korolevskie chteniya – 2021)* [XLV Academic readings on cosmonautics (Korolev Readings – 2021): in 4 vols. Moscow, BMSTU Press, 2021, vol. 1, pp. 165–169. (In Russ.).
- [3] Tarasov V. V. Raschet vremeni istecheniya ideal'nogo gaza iz rezervuara postoyannogo ob'ema v srede s postoyannym davleniem pri adiabaticheskom protsesse [Calculation of the expiration time of an ideal gas from a constant volume reservoir into a medium with constant pressure during an adiabatic process]. *Vestnik Tyumenskogo gosudarstvennogo universiteta. Ser. Fiziko-matematicheskoe modelirovanie. Neft', gaz, energetika* [Bulletin of the Tyumen State University. Ser. Physical and mathematical modeling. Oil, gas, energy], 2016, vol. 2, no. 2, pp. 84–95. DOI: 10.21684/2411-7978-2016-2-2-84-95 (In Russ.).
- [4] Matyushev T.V., Dvornikov M.V., Ryzhenkov S.P., Petrov M.A. Analysis of the body gas exchange indicators in high-altitude flight on the basis of the static model of the respiratory system. AIP Conference Proceedings, 2021, vol. 2318 (1), art. ID 160005. DOI: 10.1063/5.0036005

УДК 691.175.3

Проектирование и изготовление композитной рамы малого беспилотного летательного аппарата с применением трехмерной печати

Мозер Евгений Владимирович

mozer.evg@yandex.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Хазиев Алексей Равкатович

Khaziev@anisoprint.ru

ООО «Анизопринт»

Проведен анализ летно-технических характеристик исходного беспилотного летательного аппарата и требований, предъявляемых к его силовой раме, создана ее базовая конечно-элементная модель и проведена топологическая оптимизация. Предложена рациональная схема армирования конструкции. Выполнен анализ свободных колебаний конструкции. Изготовлена силовая рама беспилотного летательного аппарата с применением трехмерной печати полимерными композиционными материалами. В настоящее время проводится экспериментальная отработка предлагаемого технического решения.

Ключевые слова: композиционные материалы, беспилотные летательные аппараты, 3D-печать, топологическая оптимизация

Разработка и проектирование беспилотных летательных аппаратов (БЛА) является одним из самых перспективных направлений XXI века [1]. Этот факт связан с тем, что БЛА, ранее используемые только в военных целях, активно внедряются в повседневную гражданскую жизнь [2]. Они находят свое применение в таких крупных и востребованных сферах как: геодезия, коммуникации, логистика, медицина, космические исследования. В связи с этим расширяются и ужесточаются технические требования, предъявляемые к конструкции и характеристикам БЛА, основные из которых: весовая эффективность, стабильность, повышенный ресурс, мобильность и быстрый старт [3]. Помимо этого, увеличение области применения влечет за собой разнообразие конструктивных особенностей и форм будущих изделий, что должно быть учтено при выборе технологии изготовления и сборки [4]. Применение технологии 3D-печати композиционными материалами эффективно решает все вышеперечисленные проблемы, что говорит об актуальности предложенной работы.

Основной целью работы является снижение массы силовой рамы беспилотного летательного аппарата вертолётного типа с сохранением жесткости, за счет применения оптимального проектирования и технологии 3D-печати полимерами, армированными непрерывными волокнами.

Опираясь на летно-технические характеристики исходного беспилотного летательного аппарата, были выделены требования, предъявляемые к его силовой раме:

- рама должна иметь массу менее 20 г;
- минимальная частота собственных колебаний должна быть не менее 45 Гц;
- электроника, находящаяся в центральной части, должна эффективно охлаждаться;
- площадь оснований не должна закрывать пространство винта радиусом 58 мм более чем на 20 %.

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

- создана базовая геометрическая модель силовой рамы, учитывающая особенно-сти конструктивно-компоновочной схемы БЛА вертолетного типа;
- спроектирована конечно-элементная сетка, а также смоделированы реальные условия нагружения и эксплуатации силового каркаса;
- проведена топологическая оптимизация по критерию максимальной жесткости в CAE комплексе Ansys;
- доработана геометрическая модель силовой рамы и спроектирована оптимальная волокнистая структура с помощью Ansys Composite Pre-Post;
- проведен сравнительный анализ свободных колебаний полученной и исходной конструкций. По результатам расчета жесткость конструкции возросла в 4 раза, при этом масса снизилась на 50 %;
- написана программа для устройств с числовым программным управлением (ЧПУ), в данном случае 3D-принтера.

Результатом всей проведенной работы стало изготовление силовой рамы беспилотного летательного аппарата с применением трехмерной печати полимерными композиционными материалами. Затронуты технологические особенности изготовления изделий из полимерных материалов, армированных непрерывными волокнами методом 3D-печати. Увеличено значение нижней собственной частоты колебаний рамы на 178,44 Гц (400 %) по сравнению с частотой исходной конструкции. Также повышены значения собственных частот колебаний рамы в каждой гармонике до 510 % от исходных. Разработана методика изготовления изделий с помощью технологии 3D-печати и методов оптимального проектирования.

Литература

- [1] Моисеев В.С. Основы теории эффективного применения беспилотных летательных аппаратов. К.: РИЦ «Школа», 2015. 444 с.
- [2] Рэндал У., Тимоти У. Малые беспилотные летательные аппараты: теория и практика. М.: Техносфера, 2015. 312 с.
- [3] Павлушенко М., Евстафьев Г., Макаренко И. Беспилотные летательные аппараты: история, применение, угроза распространения и перспективы развития. М.: Права человека, 2005. 612 с.
- [4] Van den Brink W.M., Van der Klift F., Bruins R., Hermans M.J.M. Design and optimization method for 3D printed carbon reinforced aircraft components // Conference ICCM 21st International Conference on Composite Materials. 20–25, August 2017. Xian. 2017. Pp. 20–32.

Design and Manufacturing of a Composite Structural Frame for a Small Unmanned Aerial Vehicle Using 3D Printing

Mozer Evgeniy Vladimirovich

mozer.evg@yandex.ru

BMSTU

Khaziev Aleksey Ravkatovich

Khaziev@anisoprint.ru

Anisoprint, LLC

The current study analyses the performance characteristics of the initial unmanned aerial vehicle and sets requirements for its frame design. A finite element model of the frame has been developed and its topology has been optimized. A rational scheme for the reinforcement of the structure is proposed. An analysis of free vibrations of the structure is carried out. The frame of the proposed design is currently being tested.

Keywords: composite materials, 3D printer, topology optimization, unmanned aerial vehicle

References

- [1] Moiseyev V.C. Osnovy teorii effektivnogo primeneniya bespilotnykh letatel'nykh apparatov [Fundamentals of the theory of effective use of unmanned aerial vehicles]. Kazan, RITS «Shkola» Publ., 2015, 444 p. (In Russ.).
- [2] Rendal U., Timoti U. Malyye bespilotnyye letatel'nyye apparaty: teoriya i praktika [Small unmanned aerial vehicles: theory and practice]. Moscow, Tekhnosfera Publ., 2015, 312 p. (In Russ.).
- [3] Pavlushenko M., Yevstaf'yev G., Makarenko I. Bespilotnyye letatel'nyye apparaty: istoriya, primeneniye, ugroza rasprostraneniya i perspektivy razvitiya [Unmanned aerial vehicles: history, application, threat of proliferation and development prospects]. Moscow, Prava cheloveka Publ., 2005, 612 p. (In Russ.).
- [4] Van den Brink W.M., Van der Klift F., Bruins R., Hermans M.J.M. Design and optimization method for 3D printed carbon reinforced aircraft components. Conference ICCM 21st International Conference on Composite Materials, 20–25, August 2017, Xian, 2017, pp. 20–32.

УДК 629.786.2

Перспективы развития общественного пространства в структуре ближайших поколений орбитальных станций

Павлов Николай Леонидович

h15r@yandex.ru

Московский архитектурный институт (государственная академия)

Щеглов Георгий Александрович

shcheglov_ga@bmsu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Для разработки проектов перспективных орбитальных станций с экипажем в несколько десятков человек актуально формирование новых принципов космической архитектуры. Представлен процесс возникновения, становления и развития общественного пространства в традиционной культуре. Показаны принципы и приемы смысловой организации общественного пространства, выработанные культурой за многие тысячелетия и ставшие основой в системе восприятия этого вида пространства человеком и обществом. На ряде примеров реализованных и проектируемых пилотируемых орбитальных станций показан намечающийся процесс становления в их структуре общественного пространства. Разработаны и представлены некоторые возможные варианты перспективного развития данного вида пространств.

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

Применительно к проблеме организации обитаемого пространства пилотируемых космических аппаратов (ПКА) в соответствии с планом К.Э. Циолковского [1] можно выделить три предшествующие и четвертую, современную стадию освоения космоса:

- кратковременный орбитальный полет;
- непродолжительный орбитальный полет;
- длительное пребывание на орбите малых (до десяти человек) экипажей;
- постоянное функционирование большой орбитальной станции с экипажем из нескольких десятков человек.

На ранних стадиях для человека в первую очередь решались проблемы жизнеобеспечения. Кабина экипажа помимо своих рабочих функций по существу выступа-

ла как укрытие [2]. При переходе к четвертой указанной выше стадии актуальным становится новый класс задач, связанных с пространственной организацией сложной структуры обитаемого пространства, предназначенной для постоянного пребывания в космосе значительной группы людей, ведущих интенсивную разнообразную деятельность.

Одна из важнейших задач нового класса — это не просто адаптация человека к жизни и работе в пространстве станции, а создание пространства для формирования полноценной продуктивной жизнедеятельности ряда коллективов, объединенных по разным признакам и на разных уровнях социума. Очевидно, что такое пространство помимо эргономических, функциональных, технических и других параметров должно обладать неким смысловым ядром и специфическим построением, способными консолидировать группы исследователей и другие профессиональные группы большого экипажа орбитальной станции по разным признакам: от соседского размещения в пространстве станции до общей установки на решение различных научных или производственных проблем.

При обращении к богатому опыту наземной архитектуры — к истории возникновения, становления и развития общественного пространства на примере традиционных культур становятся очевидными универсальные принципы его построения: трехмерность и центричность [3]. На протяжении всего развития человеческой культуры пространство, объединяющее людей, на всех уровнях социума — от первобытной пещеры и простейшей хижины до громадной городской площади — строится вокруг своего смыслового центра, представленного очагом, алтарем, столом, источником воды, а позднее и другими объектами, освященными традицией.

Для текущей стадии освоения космоса малыми экипажами в качестве такого объекта объектов выступает стол, который на Земле объединяет и простую крестьянскую семью, и членов Организации Объединенных Наций. Он также эффективно объединяет и космонавтов на орбите Земли [4].

Сегодня, когда ПКА развернулись в сложные пространственные структуры орбитальных станций, можно не только наметить отправные пункты, но и представить некоторые направления и варианты становления и развития в их структуре различных видов и габаритов общественного пространства.

Очевидно, что на групповом уровне общественное пространство может отстраиваться по двум категориям: «территориальное» и «отраслевое». Территориальное — по признаку совместного проживания: на первой стадии для различных коллективов, на следующей стадии главным образом для космических туристов. Отраслевое — для коллективов, занимающихся совместной научной и производственной деятельностью или же совершающих туристический полет.

Исходя из природных и культурных закономерностей развертывания пространства жизнедеятельности человека и общества можно прогнозировать основные принципы развертывания общественного пространства орбитальных станций на достаточно продолжительную перспективу:

- центрическое построение общественного пространства орбитальных станций, предназначенного для каждой группы космонавтов: исследовательского коллектива или иного сообщества;

- иерархическое построение системы общественного пространства станции, при которой центрические структуры для каждой группы объединяются вокруг общественного центра всей станции.

В заключение следует заметить, что некоторые аспекты иерархической организации пространства космических поселений с системой общественных центров были намечены уже в ранних работах К.Э. Циолковского. На основе этих категорий в докладе намечены варианты построения общественного пространства для ближайших поколений орбитальных станций.

Литература

- [1] Tsiolkovsky K. The Aims of Astronautics. Athena University Press, 2004. 48 p.
- [2] Основы компоновки бортового оборудования пилотируемых космических аппаратов / под ред. Г.А. Щеглова. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2020. 755 с.
- [3] Павлов Н.Л. Архитектура. Введение в профессию. М.: Архитектура-С, 2019. 472 с.
- [4] Haeuplik-Meusdurger S. Architecture for Astronauts An Activity-based Approach. Springer, 2011. 316 p.

Prospects for the Development of Public Space in the Structure of the Next Generations of Orbital Stations

Pavlov Nikolay Leonidovich

h15r@yandex.ru

Moscow Institute of Architecture (State Academy)

Shcheglov Georgy Aleksandrovich

shcheglov_ga@bmstu.ru

BMSTU

For the development of projects of new orbital stations with a crew of several dozen people, the formation of new principles of space architecture is topical. The process of the emergence, formation and development of public space in traditional culture is presented. The principles and techniques of the semantic organization of public space developed by culture over many millennia and which have become the basis in the system of perception of this type of space by man and society are shown. A number of examples of implemented and projected manned orbital stations show the emerging process of formation in their structure of public space. Some possible options for the prospective development of this type of spaces have been developed and presented.

Keywords: *manned orbital station, living space, space architecture, public space*

References

- [1] Tsiolkovsky K. The Aims of Astronautics. Athena University Press, 2004, 48 p.
- [2] Osnovy komponovki bortovogo oborudovaniya pilotiruemykh kosmicheskikh apparatov [Fundamentals of the layout of onboard equipment of manned spacecraft]. Edited by G.A. Shcheglov. Moscow, BMSTU Press, 2020, 755 p. (In Russ.).
- [3] Pavlov N.L. Arkhitektura. Vvedenie v professiyu [Architecture. Introduction to the profession]. Moscow, Arkhitektura-S Publ., 2019, 472 p. (In Russ.).
- [4] Haeuplik-Meusdurger S. Architecture for Astronauts An Activity-based Approach. Springer, 2011, 316 p.

УДК 629.7.021.6

Расчетно-экспериментальное исследование напряженно-деформированного состояния соплового блока ракетного двигателя твердого топлива в процессе «холодной» раздвижки

Петрова Елена Николаевна pen77@mail.ru

ФГАОУ ВО «ПНИПУ»

Сальников Алексей Федорович afsalnikov_1@mail.ru

ФГАОУ ВО «ПНИПУ»

Разработаны математическая модель и автоматизированный вычислительный алгоритм исследования динамического поведения сопловой конструкции при вибродинамическом нагружении контактной зоны раструба при «холодной» раздвижке сопла. На основе анализа реальных конструкций элементной базы раздвижных сопел выбран диапазон начальных и граничных условий для процесса математического моделирования динамического поведения подвижных элементов раздвижного сопла. С учетом изменения динамики поведения элементной базы сопла промоделированы и определены ударно-импульсные нагрузки узлов конструкции перспективного ракетного двигателя твердого топлива (РДТТ) при раздвижке телескопического насадка с использованием дискретно-массового подхода. Математическая модель верифицирована по результатам экспериментальных исследований, что позволило уточнить параметры напряженно-деформированного состояния (НДС) раздвижного сопла при прямом и обратном ударно-импульсном воздействии. Проведен анализ уровня динамического поведения по характеру НДС прямого и обратного импульсного воздействия. В рамках численного эксперимента построена динамика поведения элементной базы и получены оценки по распределению коэффициента запаса прочности сопла и его конструктивных элементов. Разработанная математическая модель позволяет адекватно определить разнообразные условия динамических взаимодействий в существующих и вновь разрабатываемых сопловых блоках современных РДТТ с оценкой НДС в любых зонах силового взаимодействия его элементной базы. Данный алгоритм может применяться не только к углерод-углеродным композиционным материалам, но и к другим материалам, которые используются в конструкциях ракетных двигателей. Алгоритм решения задачи позволяет определить не только параметры НДС соплового блока, но и выявить опасные зоны, а следовательно, позволяет формировать алгоритм оптимизации конструктивных параметров элементной базы сопла с точки зрения веса и прочности.

Ключевые слова: сопловой блок, раздвижка, ракетный двигатель, напряженно-деформированное состояние, эксперимент, исследование, насадок, алгоритм

В данной работе исследуются вибродинамические процессы раздвижного, поворотно-управляющего сопла (ПУС). Удержание поворотной части сопла в «нулевом положении» осуществляется тремя фиксаторами, входящими в состав корпуса силового. Отклонение поворотной части на максимальный угол производится двумя рулевыми машинами. Направляющее сдвиговое устройство (НСУ) состоит из толкателя, основания и двух направляющих элементов из шпангоутов, цилиндра внутреннего, цилиндра наружного. С помощью направляющих, в конструкции которых предусмотрены тяговые и упорные лепестки, и замковых колец НСУ соединяется с внутренним и наружным выдвижными насадками (ВВН и НВН). НСУ удерживается на корпусе с помощью бандажа, установленного на направляющем элементе ВВН. Необходимое натяжение бандажной ленты обеспечивается стяжным замком, совместным с приводом замка. В приводе стяжного замка установлено специальное

устройство для расфиксации сложенного положения ПУС. Опорная база НСУ по мере выдвижения насадков увеличивается, обеспечивая при этом бесперекосное выдвижение насадков. В выдвинутом положении насадки фиксируются цапгами, при этом герметизация разъемов профиля обеспечивается амортизаторами. «Холодная» раздвижка насадков происходит под действием давления воздуха на поперечное сечение толкателя. Сначала в выдвинутом положении фиксируется ВВН и при срабатывании замкового кольца внутреннего насадка НСУ с НВН отсоединяется от ВВН. Далее выдвижение НВН совместно с НСУ осуществляется до момента фиксации НВН в выдвинутом положении, после чего НСУ отсоединяется от ПУС и направленно удаляется из внутренней полости сопла.

При раздвижке сопла на его элементную базу действуют ударные нагрузки при фиксации внутреннего и наружного телескопических насадков. Для определения динамических нагрузок в качестве расчетной схемы принята дискретно-массовая модель соплового блока. В рамках данной модели элементы конструкции рассматриваются как дискретные твердые массы, соединенные между собой упруго-демпферными связями. Структурная модель представляет совокупность отдельных конструктивных элементов, массы которых определены по проектным чертежам. Жесткостные и демпфирующие характеристики связей модели приняты с учетом изделий-прототипов. Использование дискретно-массовой модели определяется достаточной полнотой описания колебательного процесса и отображения конструкции на элементы, мобильностью учета изменения и особенностей конструкции при моделировании процесса. Для решения контактной упругой граничной задачи использовался метод конечных элементов [1]. При ударно-импульсном воздействии в процессе раздвижки сопла генерируются нелинейные упругие волны в продольном направлении [2]. Нелинейная динамика отклика материалов конструкции соплового блока РДТТ [2] объясняется также наличием контактных пар и стыков конструкционных материалов с существенно различными физико-механическими характеристиками [3]. Анализ экспериментальных данных по исследованию параметров НДС «холодной» раздвижки сопла установил хорошую согласованность с результатами численного моделирования [4].

Разработан алгоритм и математическая модель динамического поведения сопловой конструкции при ударно-импульсной нагрузке контактной зоны раструба при «холодной» раздвижке сопла. Разработанная математическая модель позволяет адекватно определить разнообразные условия динамических взаимодействий в существующих и вновь разрабатываемых сопловых блоках современных РДТТ с оценкой НДС в любых зонах силового взаимодействия его элементной базы. Данный алгоритм может применяться не только к углерод-углеродным композиционным материалам, но и к другим материалам, которые используются в конструкциях ракетных двигателей.

Алгоритм решения задачи позволяет определить не только параметры НДС соплового блока, но и определить опасные зоны, а, следовательно, позволяет сформировать алгоритм оптимизации конструктивных параметров элементной базы сопла с точки зрения веса и прочности. Экспериментально проведена отработка механизма «холодной» раздвижки сопла, позволяющая значительным образом увеличить прирост удельной тяги РДТТ.

Литература

- [1] Липанов А.М., Алиев А.В. Проектирование ракетных двигателей твердого топлива. М.: Машиностроение, 1995. 400 с.

- [2] Мормуль Р.В., Сальников А.Ф., Павлов Д.А. Математическое моделирование напряженно-деформированного состояния раздвижного сопла в процессе ударно-импульсного нагружения // Химическая физика и мезоскопия. 2016. Т. 18, № 3. С. 381–389.
- [3] Соколкин Ю.В., Вотинов А.М., Ташкинов А.А., Постных А.М., Чекалкин А.А. Технология и проектирование углерод-углеродных композитов и конструкций. М.: Наука. ФИЗМАТЛИТ, 1996. 240 с.
- [4] Волков Н.Н., Волкова Л.И., Гурина И.Г., Козаев А.Ш. Экспериментальная установка и методика исследования характеристик выхлопного диффузора с центральным телом для отработки ракетных двигателей // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение. 2012. № 4. С. 51–60.

Computational and Experimental Study of the Stress-Strain State of the Nozzle Block of a Solid-Propellant Block in the Process of a "Cold" Spacing

Petrova Elena Nikolaevna

pen77@mail.ru

PNRPU

Salnikov Alexey Fedorovich

afsalnikov_1@mail.ru

PNRPU

A mathematical model and an automated computational algorithm for investigating the dynamic behavior of a nozzle structure under vibrodynamical loading of the contact zone of a socket with a cold nozzle spacing are developed. Based on the analysis of real constructions of the elemental base of sliding nozzles, the range of initial and boundary conditions for the process of mathematical modeling of the dynamic behavior of movable elements of a sliding nozzle is chosen. Taking into account the changes in the dynamics of the behavior of the elemental base of the nozzle, shock-impulse loads of the components of the design of the advanced rocket solid fuel engine are simulated and the telescopic nozzle is expanded using a discrete mass approach. The mathematical model is verified by results of experimental research, which made it possible to refine the parameters of the stress-strain state (SSS) of the sliding nozzle under direct and reverse impact-pulse action. The analysis of the level of dynamic behavior by the nature of the SSS of direct and inverse impulse action is carried out. Within the framework of the numerical experiment, the dynamics of the behavior of the element base was constructed and estimates were obtained for the distribution of the safety factor of the nozzle strength and its structural elements. The developed mathematical model allows to adequately determine the various conditions of dynamic interactions in existing and newly developed nozzle blocks of modern solid-propellant rocket engines with the evaluation of VAT in any zones of force interaction of its elemental base. This algorithm can be applied not only to carbon-carbon composite materials (CCCM), but also to other materials used in rocket engine designs. The algorithm for solving the problem makes it possible to determine not only the parameters of the nozzle block SSS, but also to define the hazardous zones, and, consequently, it allows to formulate an algorithm for optimizing the design parameters of the element base of the nozzle in terms of weight and strength.

Keywords: nozzle block, spacing, rocket engine, stress-strain state, experiment, research, nozzles, algorithm

References

- [1] Lipanov A.M., Aliev A.V. Proektirovanie raketnykh dvigatelei tverdogo topliva [Designing solid fuel rocket engines]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1995, 400 p. (In Russ.).
- [2] Mormul' R.V., Sal'nikov A.F., Pavlov D.A. Matematicheskoe modelirovanie napryazhenno-deformirovannogo sostoyaniya razdvizhnogo sopla v protsesse udarno-impul'snogo nagruzheniya [Mathematical modeling of the stress-strain state of a sliding nozzle in the process of shock-pulse loading]. Khimicheskaya fizika i mezoskopiya [Chemical physics and mesoscopy], 2016, vol. 18, no. 3, pp. 381–389. (In Russ.).

- [3] Sokolkin Yu.V., Votinov A.M., Tashkinov A.A., Postnykh A.M., Chekalkin A.A. Tekhnologiya i proektirovanie ugle-rod-uglerodnykh kompozitov i konstruktssii [Technology and design of carbon-carbon composites and structures]. Moscow, Nauka. FIZMATLIT Publ., 1996, 240 p. (In Russ.).
- [4] Volkov N.N., Volkova L.I., Gurina I.G., Kozaev A.Sh. Eksperimental'naya ustanovka i metodika issledovaniya kharakteristik vykhlopного diffuzora s tsentral'nym telom dlya otrabotki raketnykh dvigatelei [Experimental setup and methodology for studying the characteristics of an exhaust diffuser with a central body for testing rocket engines]. Vestnik MGTU im. N.E. Baumana. Ser. Mashinostroenie [Bulletin of the Bauman Moscow State Technical University. Ser. Mechanical Engineering], 2012, no. 4, pp. 51–60. (In Russ.).

УДК 629.786.2

Исследование влияния пористой структуры на теплопроводность материала гибридной оболочки космического модуля

Пузырева Анна Константиновна a_puzyreva@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Резник Сергей Васильевич sreznik@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Рассмотрено строительство орбитальных станций с модулями большого объема. Ключевое значение при создании таких модулей имеет обеспечение заданного теплового режима оболочки и ее герметичность. Показано, что в процессе развертывания может происходить перестроение микроструктуры конструкционных и теплоизоляционных материалов, входящих в состав многослойной оболочки. Частью методики разработки структуры гибридной оболочки надувного космического модуля является исследование теплофизических характеристик конструкционных и теплоизоляционных материалов с перестраиваемой микроструктурой. Сделан вывод о влиянии пористой структуры на теплопроводность материала.

Ключевые слова: космический модуль, надувная оболочка, теплопроводность, эксперимент, пористая структура, пенополиуретан

В ближайшие годы в ходе освоения космического пространства потребуются конструкции большого объема (более 100 м³), предназначенные для размещения персонала, технологического и энергетического оборудования, складирования продуктов питания, компонентов ракетного топлива, рабочих сред, организации оздоровительной деятельности, выращивания сельскохозяйственной продукции и т. д. В числе магистральных научно-технических решений в этой области выделяются трансформируемые конструкции с многофункциональной надувной оболочкой. В известных проектах надувная оболочка выполняется многослойной [1].

В ракетно-космической технике нашли применение пористые материалы, такие как пенополиуретаны. В работе исследуемый материал используется в качестве проставок между слоев баллистической защиты из арамидной ткани оболочки гипотетического надувного модуля [2]. В составе оболочки материал выполняет как функцию гашения энергии осколков, так и функцию теплоизолятора.

При доставке в космос оболочка должна компактно укладываться под обтекатель, а ее отдельные слои должны обладать необходимой гибкостью и допускать автоматическое бездефектное развертывание. В частном случае материал оболочки

используется в условиях, когда он подвергается воздействию внешней нагрузки. Например, на этапах развертывания надувной оболочки модуля орбитальной станции в космосе — довольно длительный процесс, при котором материал находится в разной степени сжатия. При разработке структурной концепции и определении параметров надувной оболочки модуля важно знать, как характеристики материала, в частности теплофизические, зависят от приложенного давления.

Известные марки пенополиуретанов имеют плотность от 15 до 100 кг/м³ и пригодны для работы в интервале температур от +150 °С до –180 °С. Они обладают сравнительно низкой теплопроводностью 0,01–0,03 Вт/(м·К), однако при приложении нагрузки они уплотняются и их термическое сопротивление изменяется. Так же, в процессе сжатия, изменяется геометрия пор пористого материала, что вносит вклад в процесс теплообмена в слое материала [3].

Для исследования влияния пористой структуры материала на его теплопроводность выбран комбинированный подход, сочетающий визуальную регистрацию изменения геометрии пор под переменной сжимающей нагрузкой и экспериментальное исследование теплопроводности материала, с нагревом его под воздействием точной нагрузки на образец, контролем толщины, и, следовательно, плотности сжимаемого материала [4].

Наблюдение за изменением пористой структуры материала под действием сжимающей нагрузки производится с помощью оптического микроскопа с использованием программного обеспечения для цифровой визуализации и измерений геометрических параметров пор.

Для экспериментального исследования зависимости тепловых свойств теплоизолятора от изменения плотности при последовательном сжатии в условиях нагрева выбран прибор, который оснащен опцией переменной нагрузки и может быть использован для измерения эффекта с помощью регистрации теплового потока изоляционного материала в зависимости от давления плиты. Сжатие образца в большинстве случаев приводит к изменению теплопроводности, данные, полученные из серии измерений, дают кривую зависимости теплового сопротивления от приложенного давления [5].

В результате анализа и сопоставления полученных данных сделан вывод о влиянии пористой структуры на теплопроводность материала. Полученные данные представляют ценность при разработке структурной концепции и облика гибридной оболочки космического модуля с учетом особенностей развертываемой конструкции.

Литература

- [1] Ramazanova R.D., Alifanov M.O. Promising manned spacecraft for a long-duration flight with a flexible inflatable shell // *Journal of Space Safety Engineering*. 2021. Vol. 8. Issue 4. Pp. 259–265. DOI: 10.1016/j.jsse.2021.08.008
- [2] Хамиц И.И., Филиппов И.М., Бурылов Л.С., Медведев Н.Г., Чернецова А.А., Зарубин В.С., Фельдштейн В.А., Буслов Е.П., Ли А.А., Горбунов Ю.В. Трансформируемые крупногабаритные конструкции для перспективных пилотируемых комплексов // *Космическая техника и технологии*. 2016. Вып. 2 (13). С. 23–33.
- [3] Gama N.V., Ferreira A., Barros-Timmons A. Polyurethane Foams: Past, Present, and Future // *Materials*. 2018. Vol. 11 (10). DOI: 10.3390/ma11101841
- [4] Дульнев Г.Н., Заричняк Ю.П. Теплопроводность смесей и композиционных материалов. Справочная книга. Л.: Изд-во Энергия, 1974. 264 с.
- [5] ГОСТ 7076–99. Материалы и изделия строительные. Метод определения теплопроводности и термического сопротивления при стационарном тепловом режиме. М.: Госстрой России, 2000. 27 с.

Investigation of the Effect of the Porous Structure on the Thermal Conductivity of the Hybrid Shell Space Module Material

Puzyreva Anna Konstantinovna a_puzyreva@mail.ru

BMSTU

Reznik Sergey Vasil'evich sreznik@bmstu.ru

BMSTU

The construction of orbital stations with large-volume modules is considered. The key importance in the creation of such modules is to ensure a given thermal regime of the shell and its tightness. It is shown that in the process of deployment, the microstructure of structural and thermal insulation materials that make up the multilayer shell can be rebuilt. Part of the methodology for developing the structure of the hybrid shell of an inflatable space module is the study of the thermophysical characteristics of structural and thermal insulation materials with a tunable microstructure. The conclusion is made about the effect of the porous structure on the thermal conductivity of the material.

Keywords: space module, inflatable shell, thermal conductivity, experiment, porous structure, polyurethane foam

References

- [1] Ramazanova R.D., Alifanov M.O. Promising manned spacecraft for a long-duration flight with a flexible inflatable shell. *Journal of Space Safety Engineering*, 2021, vol. 8, iss. 4, pp. 259–265. DOI: 10.1016/j.jssse.2021.08.008
- [2] Khamits I.I., Filippov I.M., Burylov L.S., Medvedev N.G., Chernetsova A.A., Zarubin V.S., Fel'dshteyn V.A., Buslov E.P., Li A.A., Gorbunov Yu.V. Transformiruemye krupnogabaritnye konstruksii dlya perspektivnykh pilotiruemykh kompleksov [Large transformable structures for advanced manned complexes]. *Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii* [Space technology and technology], 2016, iss. 2 (13), pp. 23–33. (In Russ.).
- [3] Gama N.V., Ferreira A., Barros-Timmons A. Polyurethane Foams: Past, Present, and Future. *Materials*, 2018, vol. 11 (10). DOI: 10.3390/ma11101841
- [4] Du'nev G.N., Zarichnyak Yu.P. *Teploprovodnost' smesey i kompozitsionnykh materialov. Spravochnaya kniga* [Thermal conductivity of mixtures and composite materials. Reference book]. Leningrad, Energiya Publ., 1974, 264 p. (In Russ.).
- [5] GOST 7076–99. *Materialy i izdeliya stroitel'nye. Metod opredeleniya teploprovodnosti i termicheskogo soprotivleniya pri statsionarnom teplovom rezhime* [State Standard 7076–99. Building materials and products. Method of determination of steady-state thermal conductivity and thermal resistance]. Moscow, Gosstroy Rossii Publ., 2000, 27 p. (In Russ.).

УДК 629.786.2

Перспективная полифункциональная орбитальная станция

Рамазанова Джамиля Рамазановна ramazanova-djamiya@mail.ru

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Представлен проект пилотируемой космической станции для строительства и обслуживания крупногабаритного перспективного пилотируемого космического аппарата с ис-

куственной гравитацией. Предложена схема построения и функционирования роботизированного комплекса для строительства и обслуживания пилотируемого космического аппарата с искусственной гравитацией. Описан основной концепт предлагаемой полифункциональной орбитальной космической станции.

Ключевые слова: пилотируемый космический аппарат, роботизированный комплекс, перспективная орбитальная станция, сборка на орбите

Международная космическая станция (МКС), которая представляет собой огромное по составу систем и размерам сооружение, дает возможность космонавтам находиться, жить и работать в космическом пространстве на протяжении порядка года. Проработав суммарно на околоземном пространстве более 20 лет, удалось накопить значительный объем полезной информации. Однако на сегодняшний день встал вопрос о целесообразности дальнейшего использования МКС. В этой связи более актуальным направлением в развитии пилотируемой космонавтики представляется освоение ближайших космических тел солнечной системы, таких как Луна и Марс, с последующей их колонизацией. В этом направлении ведущие страны мира стали активно работать в последние годы.

Международная космическая станция (МКС), которая представляет собой огромное по составу систем и размерам сооружение, дает возможность космонавтам находиться, жить и работать в космическом пространстве на протяжении порядка года. Проработав суммарно на околоземном пространстве более 20 лет, удалось накопить значительный объем полезной информации. Однако на сегодняшний день встал вопрос о целесообразности дальнейшего использования МКС. В этой связи более актуальным направлением в развитии пилотируемой космонавтики представляется освоение ближайших космических тел солнечной системы, таких как Луна и Марс, с последующей их колонизацией. В этом направлении ведущие страны мира стали активно работать в последние годы.

Для достижения поставленных целей необходимо решить ряд актуальных и сложных проблем, которые могут быть осуществлены новыми типами космических аппаратов (КА).

В случае пилотируемых длительных полетов одной из основных проблем является сохранение здоровья организма и всех нормальных функций человека на всей протяженности полета. При таких полетах значительное влияние среди прочих оказывает фактор невесомости [1–3]. Одним из возможных вариантов решения данной проблемы является создание имитации искусственной гравитации с помощью вращения. Перспективным в этой связи представляется проект пилотируемого космического аппарата, состоящего из последовательно-соединенных модулей и представляющего собой свободно вращающийся тор диаметром 100 м [4].

Этот проект базируется не только на собственном инновационном подходе к созданию пилотируемого космического аппарата (ПКА) следующего поколения, а требует разработки и внедрения целого комплекса новых типов аппаратов и систем, без которых реализация и эксплуатация перспективного вращающегося ПКА становится невозможной.

Одним из важнейших компонентов этих разработок является орбитальный роботизированный комплекс для строительства и обслуживания КА (РКСО КА), который должен быть построен раньше всех остальных систем. В данной работе представлены особенности и концептуальные решения, используемые для построения предлагаемого РКСО КА. Комплекс является новым типом космической системы, по массогаба-

ритным характеристикам сравнимый с МКС, куда будут привозиться пакеты подготовленных материалов для сборки сегментов из надувных [5] и жестких оболочек, а также с использованием которого будет осуществляться прокладка и соединение коммуникаций и всего ПКА в целом. Производить сборку соответственно должны роботы-манипуляторы.

Для выполнения функций орбитальной пилотируемой станции (ОПС) в РКСО КА, необходимо добавить жилые модули и модули со специализированной аппаратурой для выполнения только научно-исследовательских задач ОПС.

Основные концепт-предложения полифункциональной орбитальной станции:

- имеет рамную платформу, создающую основную, максимально облегченную, но прочную силовую несущую конструкцию, позволяющую на значительном пространстве крепить к ней самые разнообразные модули и изделия;
- сохраняет все преимущества модульного построения, одновременно создавая силовую разгрузку их конструкций;
- имеет базовое открытое (негерметичное) построение, что позволяет создавать крупногабаритные построения с минимальной массой;
- исходно имеет «открытую архитектуру», то есть позволяет в дальнейшем наращивать и значительно перестраивать весь космический комплекс, не создавая взамен новый;
- имеет свою роботизированную транспортную инфраструктуру, позволяющую быстро и надежно переносить все виды материалов, конструкций, людей для обеспечения всех видов работ (складирование, перегрузка, ремонт, и т. д.);
- является «космическим портом» для всех видов КА, осуществляющих межпланетные перелеты и для КА-челноков;
- является орбитальной базой и перевалочным пунктом, обеспечивая всем необходимым «конвейер космических полетов»;
- имеет все функциональные возможности орбитальной станции;
- имеет (и может обновлять) ряд разных роботизированных систем, позволяющих безопасно функционировать комплексу с минимизацией человеческого присутствия;
- имеет перестраиваемые роботизированные комплексы по строительству и капитальному ремонту крупных КА.

Литература

- [1] Газенко О.Г., Пестов И.Д., Макаров В.И. Человечество и космос. М.: Наука, 1990. С. 3–8.
- [2] Газенко О.Г., Григорьев А.И., Наточин Ю.В. Водно-солевой гомеостаз и космический полет. М.: Наука, 1986. 240 с.
- [3] Газенко О.Г., Гюрджян А.А. Физиологические эффекты гравитации // Проблемы космической биологии. 1967. Т. 6. С. 22–42.
- [4] Ramazanova D.R., Alifanov O.M. Promising manned spacecraft for a long-duration flight with a flexible inflatable shell // Journal of Space Safety Engineering. 2021. Vol. 8, iss. 4. Pp. 259–265. DOI: 10.1016/j.jsse.2021.08.008
- [5] Рамазанова Д.Р. Надувная конструкция оболочки пилотируемого космического аппарата для дальних и длительных космических полетов // Молодежь и будущее авиации и космонавтики: 10-й Всероссийский межотраслевой молодежный конкурс научно-технических работ и проектов: аннотации конкурсных работ. М.: МАИ, 2018. С. 187–188.

Promising Multifunctional Space Station

Ramazanova Dzhamilya Ramazanovna

ramazanova-djamilya@mail.ru

Moscow Aviation Institute (National Research University)

A project of a promising manned space station for the construction and maintenance of a large-sized promising manned spacecraft with artificial gravity is presented. A scheme for the construction and operation of a robotic complex for the construction and maintenance of a spacecraft with artificial gravity is proposed. The main concept of the proposal for a multifunctional orbital space station is described.

Keywords: *manned spacecraft, robotic complex, promising orbital space station, assembly in orbit*

References

- [1] Gazenko O.G., Pestov I.D., Makarov V.I. Chelovechestvo i kosmos [Humanity and space]. Moscow, Nauka Publ., 1990, pp. 3–8. (In Russ.).
- [2] Gazenko O.G., Grigor'ev A.I., Natochin Yu.V. Vodno-solevoy gomeostaz i kosmicheskiy polet [Water-salt homeostasis and space flight]. Moscow, Nauka Publ., 1986, 240 p. (In Russ.).
- [3] Gazenko O.G., Gyurdzhian A.A. Fiziologicheskie efekty gravitatsii [Physiological effects of gravity]. Problemy kosmicheskoy biologii [Problems of space biology], 1967, vol. 6, pp. 22–42. (In Russ.).
- [4] Ramazanova D.R., Alifanov O.M. Promising manned spacecraft for a long-duration flight with a flexible inflatable shell. Journal of Space Safety Engineering, 2021, vol. 8, iss. 4, pp. 259–265. DOI: 10.1016/j.jssse.2021.08.008
- [5] Ramazanova D.R. Naduvnaya konstruktsiya obolochki pilotiruемого kosmicheskogo apparata dlya dal'nikh i dlitel'nykh kosmicheskikh poletov [Inflatable shell design of a manned spacecraft for long-range and long-duration space flights]. Molodezh' i budushchee aviatsii i kosmonavtiki: 10-y Vserossiyskiy mezhotraslevoy molodezhnyy konkurs nauchno-tekhnicheskikh rabot i proektov [Youth and the future of aviation and cosmonautics: 10th All-Russian Intersectoral Youth Competition of Scientific and Technical works and projects]: annotations of competitive works. Moscow, MAI Publ., 2018, pp. 187–188. (In Russ.).

УДК 629.78

На новом этапе развития многоразовой ракетно-космической техники

Резник Сергей Васильевич

sreznik@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Михайловский Константин Валерьевич

Konst_mi@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Рассмотрены предпосылки активизации проектных исследований в области многоразовых систем в связи с новым этапом освоения Луны, строительства орбитальных станций и космического туризма, связанные с совершенствованием композиционных материалов и технологий. В ракетно-космической технике пришло время технических решений, открывающих повторное и многократное использование большей части конструкции, двигателей и бортового оборудования. Многоразовость исключена в боевых ракетах и созданных на их основе во второй половине XX в. ракетах-носителях, разгонных блоках и

космических аппаратах различного назначения. Главное препятствие в создании много-разовой ракетно-космической техники — высокие тепловые, силовые и вибрационно-акустические нагрузки, действующие на конструкции при движении с высокой скоростью в атмосфере. Концепции многоразовости, реализованные в проектах космических транспортных систем Space Shuttle и «Энергия — Буран», при всей революционности имеют ряд недостатков, оказывающих влияние на их экономическую эффективность.

Ключевые слова: ракетно-космическая техника, многоразовое использование, анализ, прогноз, предпосылки, новый этап

Введение

Одноразовый транспорт — уникальное явление в технике. Однако долгие годы ракеты-носители, автоматические космические аппараты и пилотируемые космические корабли являются одноразовыми.

Первая причина такого положения обусловлена своего рода «наследственными признаками», вызванными переносом конструктивно-технологических решений, характерных для боевой ракетной техники, в ракетно-космическую технику (РКТ). Отличительные признаки боевой ракетной техники прежних лет: малые коэффициенты запаса силовых конструкций, ограниченный ресурс работы двигателей, жертвенный характер теплозащитных покрытий; преимущественно металлические материалы и сплавы умеренной стоимости, технологичные, но имеющие сравнительно низкую термостойкость, удельную прочность и жесткость; высокая доля механической обработки и сварки. Дело в том, что управляемая баллистическая ракета, как и любая другая, рассчитана на один полет к цели, отсюда выбор программы полета, материалов и технологий.

Другая причина — междисциплинарный характер и высокая сложность проблемы многоразового использования ракет и космической техники с учетом совокупности технических, производственных и эксплуатационно-экономических факторов. Создание многоразовой РКТ означает переход к новому качеству техники и предполагает одновременную интенсификацию исследований и разработок в тех областях науки, которые обеспечивают принципиальную новизну технических решений. В данном случае это — баллистика, аэродинамика, механика с разделами прочности, устойчивости, динамики, теплофизика, автоматическое управление, материаловедение, математика и информационные технологии.

Главными препятствиями в создании многоразовой РКТ являются высокие тепловые и силовые нагрузки, действующие на конструкции при движении с высокой скоростью в атмосфере. Отсюда необходимость особого внимания к выбору термостойких функционально стабильных материалов и соответствующих конструктивно-технологических решений.

Первые проекты многоразовых ракетно-космических систем

К числу первых проектов многоразовой ракетно-космической системы можно отнести проект суборбитального «антиподного» ракетоплана «Серебряная птица», разработанного E. Saenger и I. Bredd, в начале 1940-х гг. в Германии [1, 2]. Анализ специалистов США, проведенный в конце 1940-х гг., показал, что уровень температур корпуса «Серебряной птицы» был бы неприемлемо высоким для существовавших в то время марок сталей. Хотя уровень тепловых нагрузок был ниже, чем при баллистическом спуске в атмосфере, но длительность была намного выше, поэтому отвести накопленную теплоту, поступающую в конструкцию из-за конвективного нагрева, с помощью излучения было невозможно.

На новом уровне эту идею немецкие специалисты из Astrium Space Transportation пытались осуществить несколько раз в проектах многоазовых космических аппаратах (МКА) Saenger, Saenger-2, в том числе в проекте суборбитального МКА Норпер [3], но уже с применением композиционных материалов (КМ).

В 1954 г. фирма North American при поддержке NASA приступила к разработке экспериментального суборбитального ракетоплана X-15 [2, 4]. Корпус X-15 был изготовлен из сплава Inconel X с рабочей температурой около 650 °С (1200 °F). Этот материал был пригоден для кратковременных полетов со скоростью до 6 М, а для полетов при $M > 6$ потребовалось нанесение абляционного синтактного покрытия на ряд участков корпуса, включая носовую часть. Сплав Inconel X оказался недостаточно стойким для использования в проекте пилотируемого космического корабля, своего рода орбитальном аналоге X-15, когда температура могла превысить 1090 °С (2000 °F). Конкурс выиграл капсульный вариант корабля с абляционной тепловой защитой из полимерного КМ на полусферическом днище, получивший имя Mercury.

В полной мере идея многоразовости впервые была реализована в конструкции МКА Space Shuttle за счет использования комбинированной системы тепловой защиты. Эта система включала плиточную и гибкую тепловую защиту, а носовой обтекатель и передние кромки крыла были изготовлены из углерод-углеродного КМ с термостойким покрытием. Аналогичным образом была построена система тепловой защиты МКА Буран.

Слабыми местами проекта Space Shuttle оказалось систематическое отсутствие полной загрузки и весьма дорогое послеполетное обслуживание. Трудозатраты на осмотр и ремонт плиточной тепловой защиты оценивались на уровне 40 000 человеко-часов. Подготовка к полету занимала около 100 дней, а стоимость одного полета к моменту закрытия программы составляла около 775 млн долларов США. В конце 1990-х гг. было признано целесообразным для перспективных МКА использовать съемные панели из КМ, заполненные легкой и термостойкой третьей теплоизоляцией с плотностью менее 100 кг/м³.

Интенсификация исследований и разработок

Исторический опыт свидетельствует, что заметная интенсификация исследований и разработок в тех или областях науки, происходит при реализации национальных программ. При открытии таких программ политическая воля национального руководства подкрепляется финансовыми ресурсами. Примером может служить Постановление Совета Министров СССР от 13 мая 1946 г. № 1017-419сс, давшее старт программе работ по управляемым ракетам дальнего действия. При выполнении этой программы, острое соперничество развернулось между коллективами ОКБ-1 С.П. Королёва с его межконтинентальной ракетой Р-7 (8К-71) и фирмой Convair, создававшей ракету Atlas под руководством К.Боссарта (Karel Bossart) [4]. Обеими странами в 1957–1962 гг. ежемесячно проводились испытательные пуски этих баллистических ракет с систематическими отказами техники. Запуск в СССР первого искусственного спутника Земли стал мощным стимулом к дальнейшей интенсификации работ в области ракетно-космической техники.

Запуски искусственных спутников Земли и пилотируемые полеты в космос не только в СССР и США, но и в других странах также имели уровень национальных программ. Заметной вехой в освоении космоса стали работы по программам пилотируемых полетов к Луне «Saturn-Apollo» и «Н-1-7К-Л3», открытые в начале 1960-х гг. [5, 6].

Одним из элементов «Стратегической оборонной инициативы» президента США Д. Рейгана стал МКА Space Shuttle, варианты которого начали разрабатывать в конце 1960-х гг. В ответ в СССР в 1976 г. принято решение о создании аналогичной системы «Энергия — Буран» с универсальной ракетой-носителем, пригодной для вывода в космос не только крылатых МКА, но и тяжелых спутниковых платформ с мощными боевыми лазерами и трансформируемыми антенными рефлекторами для глобальной космической связи [7].

Современная растущая активность в освоении космоса связана с формированием многотысячных группировок малых космических аппаратов на околоземной орбите, созданием национальных и международных космических станций на орбите Земли и Луны, развитием массового космического туризма. Транспортные средства для каждого из перечисленных направлений предполагаются частично или полностью многократно. Новые технические решения, разработанные компанией SpaceX, подтверждают возможность достижения высокого конструктивного и экономического совершенства многократной ракетно-космической техники.

Заключение

Многократность не является самоцелью. Можно сформулировать несколько направлений и выделить инструменты реализации многократного использования объектов ракетно-космической техники:

1. Тщательный технико-экономический анализ при выборе проектных решений с учетом вероятной полезной нагрузки на ожидаемый период эксплуатации. Рациональная кратность использования объектов ракетно-космической техники зависит от массы и объема полезной нагрузки, что прямо связано с планами космической деятельности. В этом смысле история с неполной загрузкой Space Shuttle весьма поучительна. Проектные решения должны учитывать ресурсные характеристики не только силовых конструкций, но и двигательных установок и бортового оборудования.

2. Совершенствование методов и сокращение сроков проектирования. Наряду с использованием апробированных материалов заметный прогресс может быть связан с применением КМ, в ходе которого проектирование, производство и материаловедение неразрывно связаны между собой. Для повышения качества проектных решений целесообразно расширять применение методов параметрической и топологической оптимизации, многомасштабного структурного подхода. Сокращению сроков создания конструкций будет способствовать внедрение цифровых двойников на стадии разработки конструкторской и технологической документации.

3. Разработка и применение новых материалов и технологий производства, повышающих стойкость конструкций к эксплуатационным нагрузкам и одновременно имеющих умеренную стоимость, лучшие функциональные характеристики. Актуально расширение работ в части применения термопластичных связующих при производстве конструкций из полимерных КМ, разработка конструкций из керамоматричных композитов, в том числе с градиентной структурой, интеллектуальных материалов, гибридных композитов, термостабильных аэрогелей. Активизации производства интегральных композитных конструкций может способствовать применение аддитивных технологий мультиматричной 3D-печати, роботизированных технологий выкладки и формирования сетчатых конструкций методами намотки, использование микроволнового излучения для отверждения термореактивных связующих в конструкциях из полимерных КМ.

4. Освоение новых средств диагностики на всех этапах жизненного цикла, контролирующих текущее состояние конструкций и дающих прогноз на заданную длительность эксплуатации. Здесь речь идет о встроенных датчиках и элементах структуры КМ, которые в рамках идеи об интеллектуальных материалах, могли бы служить средствами диагностики.

5. Совершенствование методов и средств наземных и летно-конструкторских испытаний. В настоящее время методы и средства испытаний (испытательные стенды и установки, летающие модели) позволяют не только проверить достоверность проектных решений, но и проводить оценку стойкости к действию природных, техногенных и антропогенных факторов, учитывать, деградацию материалов и покрытий, усталость, ползучесть, факторы внешней среды в условиях, воспроизводящих эксплуатационные. Для повышения информационной отдачи всех видов испытаний целесообразно шире использовать методы решения обратных задач для обработки экспериментальных данных, использовать инструменты искусственного интеллекта.

Литература

- [1] Sanger E., Bredt I. The Silverbird story: a Memoir // Proceedings of the Third Through Sixth History Symposia of the Int. Academy of Astronautics “Essays of the History of Rocketry and Astronautics”. Washington, DC: NASA, 1977. Vol. 1. Pp. 195–288.
- [2] Лукашевич В., Афанасьев И. Космические крылья. М.: ЛенТа Странствий, 2009. 496 с.
- [3] Gockel W., Kyr P., Janovsky R., Roenneke A. Reusable RLV demonstrator vehicles — Phoenix flight-test results and perspectives // Proceedings of the 55th Int. Astronautical Congress. 2005. Vol. 25. Iss. 1. DOI: 10.2514/6.IAC-04-V.6.04
- [4] Launius R.D., Jenkins D.R. Coming home: reentry and recovery from space. Washington, DC.: NASA, 2011. 339 p.
- [5] Гэтленд К. Космонавтика ближайших лет. М.: Воениздат, 1964. 416 с.
- [6] The illustrated encyclopedia of space technology. A comprehensive history of space exploration. Ed. by K.Gatland. New York: Crown Publishers, 1981. 290 p.
- [7] Кузнецов А.Н., Нестеров В.Е., Омелько В.А., Самусенко С.Г., Чернявский В.Ф. Многоразовая космическая система «Энергия — Буран». М.: ОмВ — Луч, 2004. 356 с.

At a New Stage of Development of Reusable Rockets and Space Vehicles

Reznik Sergey Vasil’evich

sreznik@bmstu.ru

BMSTU

Mikhaylovskiy Konstantin Valerievich

Konst_mi@mail.ru

BMSTU

The prerequisites for activation of design research in the field of reusable systems in connection with the new stage of lunar exploration, construction of orbital stations and space tourism associated with the improvement of composite materials and technologies are considered. In rocket and space technology the time came for technical solutions opening reuse and multiple use of most part of structure, engines and onboard equipment. Reusability is excluded in missiles and rockets, launch vehicles, upper stages and spacecraft of various purposes created on their basis in the second half of the 20th century. The main obstacle to creation of reusable rocket-space technology is high thermal, force and vibration-acoustic loads acting on the structures during high-speed movement in the atmosphere. Concepts of reusability, implemented in projects of space

transportation systems Space Shuttle and “Energia — Buran”, for all their revolutionary character, have a number of drawbacks affecting their economic efficiency.

Keywords: *rocket and space technology, reusability, analysis, forecast, prerequisites, new stage*

References

- [1] Sanger E., Bredt I. The Silverbird story: a Memoir. Proceedings of the Third Through Sixth History Symposia of the Int. Academy of Astronautics “Essays of the History of Rocketry and Astronautics”. Washington, DC: NASA, 1977, vol. 1, pp. 195–288.
- [2] Lukashovich V., Afanasev I. Kosmicheskie krylya [Space wings]. Moscow, LenTa Stranstviy Publ, 2009, 496 p. (in Russ.).
- [3] Gockel W., Kyr P., Janovsky R., Roenneke A. Reusable RLV demonstrator vehicles — Phoenix flight-test results and perspectives. Proceedings of the 55th Int. Astronautical Congress, 2005, vol. 25, iss. 1. DOI: 10.2514/6.IAC-04-V.6.04
- [4] Launius R.D., Jenkins D.R. Coming home: reentry and recovery from space. Washington, DC., NASA, 2011, 339 p.
- [5] Gatland K. Kosmonavtika blizhayshikh let [Astronautics in the sixties]. Moscow, Voenizdat Publ., 1964, 416 p. (in Russ.).
- [6] Gatland K. (ed.). The illustrated encyclopedia of space technology. A comprehensive history of space exploration. New York, Crown Publishers, 1981, 290 p.
- [7] Kuznetsov A.N., Nesterov V.E., Omel'ko V.A., Samusenko S.G., Chernyavskiy V.F. Mnogorazovaya kosmicheskaya sistema “Energiya — Buran” [Reusable space system “Energia — Buran”]. Moscow, OmV — Luch Publ., 2004, 356 p. (in Russ.).

УДК 629.7

Сублимационный двигатель

Смолин Иван Вячеславович

ivan_smolin_2002@mail.ru

АНО «Центр «Траектория»

Назаров Алексей Владимирович

avnsnz@mail.ru

АНО «Центр «Траектория»

Назарова Мария Александровна

mariy_2007@inbox.ru

АНО «Центр «Траектория»

Рассмотрена идея применения сублимационных двигательных установок для стабилизации, ориентации и сведения с орбиты малоразмерных космических аппаратов. Сублимационный ракетный двигатель относится к микроракетным двигателям и применяется в системах ориентации и стабилизации космических летательных аппаратов. Одним из самых главных преимуществ этого двигателя является его сравнительно небольшой размер.

Ключевые слова: *реактивные двигатели, сублимационный двигатель, летательный аппарат, системы ориентации, системы стабилизации*

С давних пор люди мечтали подняться в воздух, затем полететь в космос, исследовать спутники и другие планеты. Всё это стало возможным благодаря бурному развитию науки и техническому прогрессу. Сейчас мы можем выводить различные космические аппараты на орбиту и даже доставлять их на спутники и другие планеты. Но техниче-

ский прогресс не останавливается и для новых космических аппаратов требуются новые ракетные двигательные установки (ДУ). Очень популярными становятся малоразмерные космические аппараты, которые по истечению своего срока службы будут сводиться с орбиты Земли т.к. проблема загрязнения околоземной орбиты в настоящее время является как никогда актуальной. Для эксплуатации подобных космических аппаратов предлагается использовать твердотопливные сублимационные ДУ [1–4].

Сублимационный ДУ относится к микроракетным ДУ и применяются в системах ориентации и стабилизации космических летательных аппаратов. Одним из самых главных преимуществ данного класса ДУ является его сравнительно небольшой размер. Сублимационные ДУ используют в качестве рабочего тела сублимирующиеся вещества, иными словами твёрдые вещества, которые при нагревании переходят в газообразное состояние. В качестве примера такого вещества можно назвать «сухой лед» — замороженный до твердого состояния углекислый газ. В качестве топлива можно использовать лёд из углекислоты, метан, угарный газ, летучие вещества из астероидов и комет. И это крайне удобно при исследовании космического пространства ведь все эти вещества можно найти на других планетах, спутниках и других космических телах, что позволит добывать данные материалы на месте и использовать их в качестве топлива.

Однако при всех достоинствах этого ДУ у него имеется один большой недостаток, а именно довольно маленький удельный импульс при нормальной температуре рабочее давление газов в сублимационном ДУ является ограниченным, а удельный импульс достигает $\sim 0,8$ (кН·с)/кг, этот недостаток ограничивает использование данного класса ДУ только малоразмерными космическими аппаратами.

Предлагается следующая конструкция ДУ, в состав которой входят: отсек с кассетами твердого топлива, к каждой кассете с твердым топливом подводится мостик накаливания, далее идет трубопровод, подводящий газы к баллону, с установкой, распределяющей рабочее тело по управляющим соплам, управление системой осуществляется с помощью компьютера.

Управляющие сопла должны быть расположены так, чтобы управление объектом осуществлялось в трех плоскостях. Для регулировки углов тангажа, крена и рыскания необходимо разнести сопла от центра масс, для того, чтобы объект двигался прямо или назад вектор тяги должен проходить по оси через центр масс, или же управление будет производиться с использованием нескольких ДУ. Также предлагается оснастить ДУ резервной кассетой с твердым топливом для того, чтобы по истечению срока службы космического аппарата сводить его с орбиты, что позволит постепенно решать проблему загрязнения околоземной орбиты.

Для реализации масштабных космических проектов, дальнейшего освоения космического пространства требуется развитие систем управления. Прогресс должен быть связан со снижением их массы, расширением функциональности, ростом энерговооруженности и повышением точностных характеристик.

Литература

- [1] Баррер М., Вебек Б.Ф. Ракетные двигатели. М.: Оборонгиз, 1962. 801 с.
- [2] Аликин В.Н., Ермилов А.С. Твердые топлива реактивных двигателей. М.: Машиностроение, 2011. 380 с.
- [3] Алемасов В.Е. Теория реактивных двигателей. М.: Машиностроение, 1980. 533 с.
- [4] Бобылев В.М. РДТТ как средство управления движением ракет. М.: Машиностроение, 1992. 160 с.

Sublimation Engine

Smolin Ivan Vyacheslavovich

ivan_smolin_2002@mail.ru

ANO Center "Trajectory"

Nazarov Alexey Vladimirovich

avnsnz@mail.ru

ANO Center "Trajectory"

Nazarova Mariya Aleksandrovna

mariy_2007@inbox.ru

ANO Center "Trajectory"

In this paper, the idea of using sublimation engines for stabilization, orientation and de-orbiting of small spacecraft is considered. The sublimation rocket engine refers to a micro-rocket engine, used in the orientation and stabilization systems of spacecraft. One of the most important advantages of this engine is its relatively small size, as well as the ability to extract fuel to work on the studied objects of outer space.

Keywords: jet engines, sublimation engines, aircraft, orientation systems, stabilization systems

References

- [1] Barrer M., Vebek B.F. Raketnye dvigateli [Theory of rocket engines]. Moscow, Oborongiz Publ., 1962, 801 p. (In Russ.).
- [2] Alikin V.N., Ermilov A.S. Tverdye topliva reaktivnykh dvigatelei [Solid fuels of jet engines]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 2011, 380 p. (In Russ.).
- [3] Alemasov V.E. Teoriya reaktivnykh dvigatelei [Theory of jet engines]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1980, 533 p. (In Russ.).
- [4] Bobylev V.M. RDTT kak sredstvo upravleniya dvizheniem raket [RDTT as a means of controlling the movement of rockets]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1992, 160 p. (In Russ.).

УДК 629.764.7

Проект ракеты-носителя сверхлегкого класса МГТУ им. Н.Э. Баумана

Соболев Иван Анатольевич

sobolevia@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Рассмотрен концептуальный облик ракеты-носителя сверхлегкого класса, предложенный рабочей группой МГТУ им. Н.Э. Баумана в рамках Первого конкурса концепций ракеты-носителя сверхлегкого класса и межорбитального малого разгонного блока, который проводился в 2021 г. аналитическим центром «Аэронет». Изложены и обоснованы предложенные в рамках проекта подходы к проектированию, приведены основные характеристики ракеты-носителя и двигательной установки, а также предложены варианты исполнения ракеты-носителя для решения различного рода задач.

Ключевые слова: ракета-носитель, ракета космического назначения, ракета-носитель сверхлегкого класса, кислородно-метановый ракетный двигатель, электронасосная подача, мобильный стартовый комплекс, морской стартовый комплекс

Потребность в создании ракеты-носителя сверхлегкого класса (РН СЛК) в настоящее время обусловлена стремительным ростом числа малых космических аппаратов (МКА). При этом основным способом запуска таких аппаратов на орбиту является попутное выведение, когда МКА выводится одним пуском с более крупным космическим аппаратом (КА).

Этот способ получил распространение в основном благодаря низкой удельной цене, которую производитель КА платит за его выведение. Однако мировая практика показывает, что выведение КА в качестве попутной нагрузки имеет и свои недостатки, в частности:

- параметры орбиты МКА определяются параметрами орбиты целевой нагрузки;
- время старта определяется временем старта целевой миссии;
- необходимость согласовывать конструктивные характеристики МКА с характеристиками целевой нагрузки;
- создатели КА, являющегося целевой нагрузкой, как правило, неохотно соглашаются на присутствие попутных грузов.

Эти и другие обстоятельства накладывают определенные ограничения на разработчиков МКА. В ряде случаев эти ограничения могут иметь принципиальный характер и негативно сказаться на судьбе миссии в целом. При этом производитель МКА часто согласен для разрешения этих противоречий даже отказаться от такого достоинства попутного запуска, как его низкая цена.

Таким образом, становится актуальным создание сверхлегкой ракеты-носителя, способной осуществлять вывод МКА массой от нескольких десятков до первых сотен килограммов на низкую околоземную либо солнечно-синхронную орбиту.

В 2020–2021 гг. в МГТУ им. Н.Э. Баумана в рамках конкурса, осуществлявшегося под эгидой аналитического центра «Аэронет» проводилась работа по определению проектного облика и оценке характеристик РН СЛК, которая могла бы быть в разумные сроки разработана и изготовлена на имеющейся в Российской Федерации производственной базе.

В основу концепции ракеты были положены следующие принципы:

- максимально возможное использование в РН готовых элементов и производственной оснастки серийных изделий для минимизации затрат на разработку и подготовку производства;
- принятие компоновочных решений, обеспечивающих минимальное количество составных частей РН и оптимальных конструктивно-силовых схем;
- использование в составе конструкции ракетного блока 1-й ступени доступных конструкционных материалов отечественного производства;
- изготовление ракетного блока второй ступени из углерод-углеродного композиционного материала;
- использование электронной компонентной базы промышленного класса;
- использование в составе двигательной установки (ДУ) первой и второй ступени одной и той же камеры жидкостного ракетного двигателя (ЖРД), что позволит существенно сократить расходы на разработку ДУ;
- использование топливных компонентов «жидкий кислород — сжиженный природный газ (метан)»;
- использование мобильного стартового комплекса, позволяющего осуществлять запуск с любой точки территории Российской Федерации, удовлетворяющей требованиям безопасности запуска для населения, инфраструктуры и окружающей среды,

условиям международных соглашений и специальным требованиям со стороны государственных структур;

- возможность адаптации стартового устройства под базирование на океанском судне;

- возможность осуществления дальнейшей модернизации первой ступени с целью обеспечения ее многоразового применения либо установки клиновоздушного ЖРД.

В качестве базового рассматривался вариант двухступенчатой РН стартовой массой 20000 кг, обеспечивающей выведение КА массой до 250 кг на круговую солнечно-синхронную орбиту высотой 500 км. В ходе выполнения проектных работ использовались методики, ранее разработанные и изложенные в трудах специалистов МГТУ им. Н.Э. Баумана и СГАУ им. С.П. Королёва [1–6]. Результаты работ были представлены конкурсной комиссии и получили положительную оценку экспертов. В предлагаемом докладе приводятся основные из них: конструктивный облик РН СЛК, основные характеристики носителя и двигательной установки, результаты проектно-баллистического анализа, массовая сводка, экономические оценки.

В дальнейшем полученные результаты могут использоваться МГТУ им. Н.Э. Баумана и заинтересованными предприятиями российской космической отрасли в качестве исходных данных для дальнейшего эскизного проектирования ракеты-носителя сверхлегкого класса.

Литература

- [1] Мухамедов Л.П. Основы проектирования транспортных космических систем. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2018. 266 с.
- [2] Ковалёв Б.К. Развитие ракетно-космических систем выведения. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2014. 400 с.
- [3] Васильев А.П., Кудрявцев В.М., Кузнецов В.А. и др. Основы теории и расчета жидкостных ракетных двигателей: в 2 кн. / под ред. В.М. Кудрявцева. М.: Высшая школа, 1993.
- [4] Дорофеев А.А. Основы теории тепловых ракетных двигателей. Теория, расчет и проектирование. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2014. 576 с.
- [5] Каргин Н.Т., Волоцув В.В. Конструкция и проектирование изделий ракетно-космической техники. Ч. 1: Конструирование изделий ракетно-космической техники / Минобрнауки России, Самар. гос.аэрокосм. ун-т им. С.П. Королёва. Электрон. текстовые и граф. дан. (12,8 Мбайт). Самара, 2012. - 1 эл. опт. диск (CD-ROM).
- [6] Куренков В.И. Конструкция и проектирование изделий ракетно-космической техники. Ч. 2: Основы проектирования ракет-носителей / Минобрнауки России, Самар. гос. аэрокосм. ун-т им. С.П. Королёва. Электрон. текстовые и граф. дан. (5,6 Мбайт). Самара, 2012. 1 эл. опт. диск (CD-ROM).

Project of an Ultralight Launch Vehicle Proposed by Bauman Moscow State Technical University

Sobolev Ivan Anatolevich

sobolevia@bmstu.ru

BMSTU

The current study considers the conceptual appearance of an ultralight launch vehicle proposed by the working group of the Bauman Moscow State Technical University during the First competition for the concepts of the upper stage and the ultralight launch vehicle, which was held in 2021 by the "Aeronet" analytical center. The proposed design approaches are described and justified,

the main characteristics of the launch vehicle and the propulsion system are given, and variants of the launch vehicle for solving various goals are proposed.

Keywords: *launch vehicle, space rocket, ultralight-class launch vehicle, oxygen methane rocket engine, electric pump feed, mobile launch pad, sea launch*

References

- [1] Mukhamedov L.P. Osnovy proektirovaniya transportnykh kosmicheskikh sistem [Fundamentals of the design of transport space systems: textbook]. Moscow, BMSTU Press., 2018, 266 p. (In Russ.).
- [2] Kovalev B.K. Razvitie raketno-kosmicheskikh sistem vyvedeniya [Development of rocket and space launch systems]. Moscow, BMSTU Press., 2014. 400 p. (In Russ.).
- [3] Vasil'ev A.P., Kudryavtsev V.M., Kuznetsov V.A. i dr. Osnovy teorii i rascheta zhidkostnykh raketnykh dvigatelei [Fundamentals of the theory and calculation of liquid-propellant rocket engines]: in 2 books. Edited by V.M. Kudryavtsev. Moscow, Vysshaya shkola Publ., 1993. (In Russ.).
- [4] Dorofeev A.A. Osnovy teorii teplovykh raketnykh dvigatelei. Teoriya, raschet i proektirovanie [Foundations of the theory of thermal rocket engines. Theory, calculation and design]. Moscow, BMSTU Press., 2014, 576 p. (In Russ.).
- [5] Kargin N.T., Volotsuev V.V. Konstruktsiya i proektirovanie izdelii raketno-kosmicheskoi tekhniki. Ch. 1: Konstruirovaniye izdelii raketno-kosmicheskoi tekhniki [Design and design of rocket and space technology products. Part 1: Design of rocket and space technology products]. Minobrnauki Rossii, Samar. gos.aerokosm. un-t im. S.P. Koroleva. Elektron. tekstovye i graf. dan. (12,8 Mбайт). Samara, 2012, 1 eL opt. disk (CD-ROM). (In Russ.).
- [6] Kurenkov V.I. Konstruktsiya i proektirovanie izdelii raketno-kosmicheskoi tekhniki. Ch. 2: Osnovy proektirovaniya raket-nositelei [Design and design of rocket and space technology products. Part 2. Fundamentals of the design of launch vehicles]. Minobrnauki Rossii, Samar. gos. aerokosm. un-t im. S.P. Koroleva. Elektron. tekstovye i graf. dan. (5,6 Mбайт). Samara, 2012, 1 eL opt. disk (CD-ROM). (In Russ.).

УДК 629.764.7

Анализ траекторий возвращаемого ракетного блока первой ступени и их влияния на массовые характеристики ракеты-носителя

Соболев Иван Анатольевич

sobolevia@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Рассмотрены основные варианты траекторий полёта возвращаемого ракетного блока первой ступени ракеты-носителя при использовании ракетодинамического способа посадки. Приведены результаты исследования схем полета с посадкой по трассе и с возвращением в точку старта. На основе полученных результатов сформулированы рекомендации по определению проектных характеристик возвращаемых блоков ракет-носителей.

Ключевые слова: *ракета-носитель, ракета космического назначения, возвращаемый ракетный блок, ракетостроение, многоразовая ракета-носитель*

22 декабря 2015 г. после запуска на орбиту 11 спутников Orbcomm-G2 ракетный блок первой ступени ракеты-носителя (РН) Falcon 9 FT впервые в истории ракетостроения совершил успешную посадку на землю с использованием собственной двигательной

установки. 8 апреля 2016 года в рамках миссии SpaceX CRS-8 ракетный блок первой ступени ракеты Falcon 9 FT осуществил посадку на морскую платформу "Of Course I Still Love You". 30 марта 2017 г. тот же ракетный блок после технического обслуживания был запущен повторно в рамках миссии SES-10 и успешно приземлился на морскую платформу. Всего за период 2017–2019 гг. было осуществлено 24 повторных запуска. После успехов Space X в мире усилился интерес к созданию РН с возвращаемым ракетным блоком первой ступени.

В предлагаемом докладе проводится анализ траекторий, позволяющих осуществлять ракетодинамическое торможение и возвращение ракетного блока первой ступени РН. Рассматриваются две основные группы траекторий — с посадкой по трассе полета и с возвращением в исходную точку старта. На основе анализа модельных траекторий, а также реальных траекторий, по которым осуществлялась посадка ракетных блоков РН Falcon 9, выявлены основные подходы к их формированию и предпроектному анализу. В качестве исходных данных использовались значения скорости, угла наклона траектории, высоты и удаления от старта точки конца активного участка, характерные для двух- и трехступенчатых РН [1–4].

При использовании схемы полета с посадкой по трассе более выгодными с точки зрения минимизации тормозного импульса являются траектории с выдачей импульса непосредственно перед приземлением, поскольку в этом случае максимально используется торможение при полёте в атмосфере. В то же время использование таких траекторий приводит к высоким значениям скорости ракетного блока при входе в плотные слои атмосферы и к увеличению веса теплозащиты. Помимо этого, расположение места посадки и параметры движения ракетного блока в конце активного участка (как следствие — и параметры целевой орбиты) в этом случае будут существенно влиять друг на друга.

Таким образом, в докладе показывается целесообразность использования многоимпульсной схемы торможения. При этом первый импульс выдается вблизи апогея траектории свободного полета первой ступени РН после окончания активного участка и служит для перевода ступени на эллиптическую траекторию, приводящую к месту посадки. Второй импульс выдается для снижения скорости входа в атмосферу и теплового воздействия на ступень на высотах от 100 до 70 км. Третий импульс выдается непосредственно перед приземлением и служит для окончательного гашения вертикальной скорости и обеспечения мягкой посадки.

Исследуется также схема полета ракетного блока с возвращением на место старта. В этом случае первый импульс выдается после отделения второй ступени РН и служит для перевода ракетного блока первой ступени на эллиптическую траекторию, приводящую его в точку старта. Второй импульс выдается при входе ракетного блока в плотные слои атмосферы. Третий импульс выдается непосредственно перед посадкой для гашения вертикальной скорости.

В заключение проведен анализ влияния траектории на массовые характеристики возвращаемого ракетного блока и приведены рекомендации по учету специфики его конструкции при расчете удельных измерителей в уравнениях массового анализа и определении массово-габаритных характеристик.

Литература

- [1] Мухамедов Л.П. Основы проектирования транспортных космических систем. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2018. 266 с.

- [2] Ковалёв Б.К. Развитие ракетно-космических систем выведения. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2014. 400 с.
- [3] Алифанов О.М., Андреев А.Н., Гушчин В.Н. и др. Баллистические ракеты и ракеты-носители / под ред. О.М. Алифанова. М.: Дрофа, 2004. 512 с.
- [4] Кобелев В.Н., Милованов А.Г. Ракеты-носители. М.: Моск. гос. авиац. технол. ун-т, 1993. 185 с.

Analysis of the Trajectories of the First Stage Recoverable Rocket Unit and their Influence on the Mass Characteristics of the Launch Vehicle

Sobolev Ivan Anatolevich

sobolevia@bmstu.ru

BMSTU

The proposed report examines main flight trajectories of the first stage recoverable rocket unit when using the rocket-dynamic landing method. The results of the study of flight patterns with landing on the route and with return to the starting point are presented. Based on the results obtained, recommendations are formulated for determining the design characteristics of the returnable launch vehicle units.

Keywords: launch vehicle, returnable rocket unit, space rocket, reusable rocket

References

- [1] Mukhamedov L.P. Osnovy proektirovaniya transportnykh kosmicheskikh sistem [Fundamentals of the design of transport space systems]. Moscow, BMSTU Press, 2018, 266 p. (In Russ.).
- [2] Kovalev B.K. Razvitie raketno-kosmicheskikh sistem vyvedeniya [Development of rocket and space launch systems]. Moscow, BMSTU Press., 2014, 400 p. (In Russ.).
- [3] Alifanov O.M., Andreev A.N., Gushchin V.N. et al. Ballisticheskie rakety i rakety-nositeli [Ballistic missiles and launch vehicles]. Edited by O.M. Alifanov. Moscow, Drofa Publ., 2004, 512 p. (In Russ.).
- [4] Koblelev V.N., Milovanov A.G. Rakety-nositeli [Launch vehicles]. Moscow, Mosk. gos. aviats. tekhnol. un-t Publ., 1993, 185 p. (In Russ.).

УДК 629.7.013

Экспресс-анализ массовых характеристик спускаемого аппарата «скользящего» спуска на стадиях предварительного проектирования

Столярова Нина Анатольевна

stoliarova_nina@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Миненко Виктор Елисеевич

minenkove@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Рассмотрено проектирование спускаемых аппаратов, входящих в атмосферу Земли с большими скоростями. Для определенного класса спускаемых аппаратов можно разработать приближенную методику оценки массовых характеристик на основе статистического анализа ряда компоновок уже известных аппаратов (для скользящих аппаратов таким исходным типом является спускаемый аппарат «Союз»). Приведен метод

определения массовых характеристик спускаемого аппарата класса «Союз» при варьировании габаритных размеров диаметром от 2,2 м до предельно возможных — 6 м.

Ключевые слова: *спускаемый аппарат, массовые характеристики, методика оценки, аэродинамические схемы*

При проектировании спускаемых аппаратов, входящих в атмосферу Земли с большими скоростями, требуется хорошее знание массовых характеристик, необходимых для проведения баллистических расчетов, определения характеристик комплекса средств посадки, системы управления и других систем [1–3]. Данное требование возникает из-за необходимости рассмотрения большого числа вариантов аппаратов. Определение массовых характеристик для большого количества альтернативных вариантов спускаемых аппаратов достаточно сложно и требует неприемлемо больших сроков, что удлиняет процесс проектирования, следовательно, необходимо включить в расчеты приближенные методы определения массовых характеристик, но достаточно точные. Задать ориентировочные массовые характеристики необходимо с определенной точностью, чтобы не вносить в дальнейшем поправки в программу разработки силовой схемы, систем теплозащитного покрытия, комплекса средств посадки, системы управления и других систем. Для определенного класса спускаемых аппаратов можно разработать приближенную методику оценки массовых характеристик на основе статистического анализа ряда компоновок уже известных аппаратов (для скользящих аппаратов таким исходным типом является спускаемый аппарат «Союз») [4]. В статье приводится метод определения массовых характеристик спускаемого аппарата класса «Союз» при варьировании габаритных размеров с диаметра 2,2 м до предельно возможных габаритных размеров диаметра порядка 6 м.

Оценка массового вклада основных элементов силовой конструкции (обшивки, шпангоутов, лонжероны и т. д.), гермоконтейнеры, комплекс средств посадки, системы исполнительных органов, а также конструктивные элементы служебных систем можно определить методом пересчета характеристик основного, базового варианта.

Особое внимание уделяется массовым характеристикам системы теплозащитного покрытия. Исходя из представленного типа спускаемого аппарата, выявляют различные степени зависимости схем конструкции теплозащитного покрытия и отдельных силовых элементов от массовых характеристик спускаемого аппарата в целом. Некоторые конструктивные элементы можно полагать независимыми от габаритных размеров спускаемого аппарата, например, иллюминаторы, элементы крепления отдельных функциональных блоков. Другие элементы конструктивных схем имеют тенденцию к линейному возрастанию массы при рассмотрении альтернативных схем спускаемого аппарата. Обшивки, рамы имеют степенную зависимость массы при изменении в габаритных размерах. Более сложные зависимости некоторых силовых элементов объясняются точечным приложением исключительно высоких нагрузок (рывки парашютов, ударные нагрузки при посадке и т. д.).

Аналогичный подход осуществляется при рассмотрении тенденции изменения массовых характеристик спускаемых аппаратов при переходе к схемам больших диаметров и других аэродинамических схем.

Литература

- [1] 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: 10.7463/1015.0815132
- [2] Миненко В.Е., Якушев А.Г., Белкина Г.Е., Быковский С.Б. Перспективные схемы транспортных космических кораблей на основе использования капсульных спускаемых аппаратов // XLI Академические чтения по космонавтике (Королевские чтения – 2017)): сб. тез. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2017. С. 26–27.
- [3] Миненко В.Е., Семененко А.Н., Шилыева Е.Н. Проектные особенности спускаемых аппаратов класса "несущий корпус" // Инженерный журнал: наука и инновации. 2013. № 7 (19). DOI: 10.18698/2308-6033-2013-7-862
- [4] 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: 10.18698/2308-6033-2019-3-1857

Express Analysis of the Mass Characteristics of the "Sliding" Lander at the Stages of Advance Design

Stoliarova Nina Anatolievna
BMSTU

stoliarova_nina@mail.ru

Minenko Victor Eliseevich
BMSTU

minenkove@bmstu.ru

The design of descent vehicles entering the Earth's atmosphere at high speeds is considered. For a certain class of descent vehicles, it is possible to develop an approximate methodology for estimating mass characteristics based on statistical analysis of a number of layouts of already known vehicles (for sliding vehicles, such an initial type is the Soyuz descent vehicle). A method is given for determining the mass characteristics of the Soyuz class descent vehicle with varying overall dimensions with a diameter from 2.2 m to the maximum possible – 6 m.

Keywords: *lander, mass characteristics, method for evaluate, aerodynamic schemes*

References

- [1] Minenko V.E., Agafonov D.N., Yakushev A.G., Eliseev A.N. Proektnyy, aerodinamicheskiy i termoballisticheskiy analiz spuskaemogo apparata klassa «nesushchiy korpus» [Project, Aerodynamic, Thermal and Ballistic Analysis of a Lifting-Body Reentry Vehicle]. Nauka i obrazovanie: nauchnoe izdanie MGTU im. N.E. Bauman [Science and Education of Bauman MSTU], 2015, no. 10, pp. 88–125. (In Russ.). DOI:10.7463/1015.0815132
- [2] Minenko V.E., Yakushev A.G., Belkina G.E., Bykovskiy S.B. Perspektivnyye skhemy transportnykh kosmicheskikh korabley na osnove ispol'zovaniya kapsul'nykh spuskaemykh apparatov [Promising schemes of transport spacecraft based on the use of capsule descent vehicles]. XLI Akademicheskie chteniya po kosmonavtike (Korolevskie chteniya – 2017) [XLI Academic Readings on cosmonautics (Korolev Readings – 2020)]: collection of abstracts. Moscow, BMSTU Press, 2017, pp. 26–27. (In Russ.).
- [3] Minenko V.E., Semenenko A.N., Shilyaeva E.N. Proektnye osobennosti spuskaemykh apparatov klassa "nesushchiy korpus" [Design features of lifting body aircraft]. Inzhenernyy zhurnal: nauka i innovatsii [Engineering Journal: Science and Innovation], 2013, no. 7 (19). (In Russ.). DOI: 10.18698/2308-6033-2013-7-862
- [4] Minenko V.E., Kosenkova A.V., Bykovskiy S.B., Yakushev A.G. Metodika ekspress-otsenki massovykh i ob'emnykh kharakteristik spuskaemykh apparatov [Techniques for express-evaluation of mass

and volume characteristics of descent vehicles]. Inzhenernyy zhurnal: nauka i innovatsii [Engineering Journal: Science and Innovation], 2019, no. 3 (87). (In Russ.). DOI: 10.18698/2308-6033-2019-3-1857

УДК 629.787

Универсальный спускаемый аппарат класса «несущий корпус»

Столярова Нина Анатольевна

stoliarova_nina@mail.ru

МГТУ им. Н.Э.Баумана

Миненко Виктор Елисеевич

minenkove@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Рассмотрен новый тип аппаратов класса «несущий корпус», которые могут использоваться на всех траекториях входа в атмосферу, как для обслуживания орбитальных станций (со скоростью 7,8 км/с), так и на лунных траекториях (11 км/с). Представлен спускаемый аппарат, способный сесть в любую точку европейской части России (расчет произведен с приведением его к определенной зоне посадки) и осуществить мягкую посадку на турбореактивных двигателях в автоматическом и ручном режимах управления.

Ключевые слова: спускаемый аппарат, несущий корпус, пилотируемая космонавтика, скорость входа в атмосферу Земли

В настоящее время активно развивается пилотируемая космонавтика. Международная космическая станция (МКС) эксплуатируется с конца 1988 года, обитаема с 02 ноября 2000 года по настоящее время. На МКС обычно живут до 7 членов экипажа. К МКС ежемесячно осуществляют рейсы по доставке грузов или для смены экипажа. До недавнего времени это могли делать только на спускаемом аппарате «Союз». С 30 мая 2020 года к МКС стал курсировать еще и спускаемый аппарат Crew Dragon. Россия также создает новый спускаемый аппарат «Орел» — многоразовый космический транспорт пилотируемого класса, который в будущем должен заменить серию «Союз». Но он предназначен для транспортировки грузов, людей и полетов только на околоземную орбиту. А интерес человечества также направлен и на освоение Луны и Марса.

Таким образом, возникает закономерный вопрос: создавать отдельный спускаемый аппарат под каждую программу или же создать универсальное средство, применимое ко всем трем направлениям? Второй вариант, очевидно, превосходит первый по экономическим соображениям, а также надежность аппарата повышается при производстве, сосредоточенном в одном месте для конкретной модификации спускаемого аппарата.

В настоящее время рассматриваются пилотируемые спускаемые аппараты следующего поколения с улучшенными характеристиками в области аэродинамики, баллистики и маневренности по сравнению с аппаратами «Аполлон», «Союз» и «Шэньчжоу». В настоящей работе предлагается перейти к использованию нового типа аппаратов, а именно к аппаратам класса «несущий корпус», которые могут использоваться на всех траекториях входа в атмосферу как для обслуживания орбитальных станций (со скоростью 7,8 км/с), так и на лунных траекториях (11 км/с) [1–4]. Естественно, такие аппараты могут найти применение и в марсианской экспе-

диции (15 км/с). Также они хорошо вписываются в традиционную проектно-компоновочную схему космического аппарата. Такие аппараты имеют аэродинамическое качество больше 1 и обещают приемлемые массовые характеристики, тепловые режимы и перегрузки при входе в атмосферу земли с гиперболическими скоростями. Можно рассматривать эти аппараты индивидуального изготовления для каждой конкретной экспедиции, но представляется очень интересным разработать универсальный аппарат, рассчитанный на использовании в составе Марсианского экспедиционного комплекса, с дальнейшим простейшим переоборудованием его в части теплозащитного покрытия и системы управления для лунных экспедиций и для спуска с орбиты искусственного спутника Земли.

В данной работе предлагается такой спускаемый аппарат, который способен сесть в любую точку европейской части России (расчет произведен с приведением его к определенной зоне посадки) и осуществить мягкую посадку на турбореактивных двигателях в автоматическом и ручном режимах управления.

Литература

- [1] Глушко В.П. Космонавтика: Энциклопедия. М.: Советская Энциклопедия, 1985. С. 396–370.
- [2] 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: 10.7463/1015.0815132
- [3] Краснов Н.Ф., Захарченко В.Ф., Кошевой В.Н. Основы аэродинамического расчета. М.: Высшая школа, 1984. 391 с.
- [4] Миненко В.Е., Столярова Н.А., Быковский С.Б., Якушев А.Г. Перспективные использования турбореактивных двигателей для посадки космического аппарата класса «несущий корпус» // XLI Академические чтения по космонавтике (Королёвские чтения – 2017): сб. тез. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2017. С. 27–28.

A Universal Lander of the "Load-Carrying Body" Class

Stoliarova Nina Anatolievna

stoliarova_nina@mail.ru

BMSTU

Minenko Victor Eliseevich

minenkove@bmstu.ru

BMSTU

A new type of spacecraft of the carrier body class is considered, which can be used on all trajectories of entry into the atmosphere, both for servicing orbital stations (at a speed of 7.8 km/s) and on lunar trajectories (11 km/s). A descent vehicle capable of landing anywhere in the European part of Russia is presented (the calculation was made with bringing it to a certain landing zone) and making a soft landing on turbojet engines in automatic and manual control modes.

Keywords: *lander, "carrying body" class, manned space, velocities of entry into the Earth's atmosphere*

References

- [1] Glushko V.P. Kosmonavtika: Entsiklopediya [Cosmonautics: Encyclopedia]. Moscow, Sovetskaya Entsiklopediya Publ., 1985, pp. 396–370. (In Russ.).
- [2] Minenko V.E., Agafonov D.N., Yakushev A.G., Eliseev A.N. Proektnyy, aerodinamicheskiy i termoballisticheskiy analiz spuskaemogo apparata klassa «nesushchiy korpus» [Project, Aerodynamic, listicheskiy analiz spuskaemogo apparata klassa «nesushchiy korpus»] [Project, Aerodynamic,

Thermal and Ballistic Analysis of a Lifting-Body Reentry Vehicle]. *Nauka i obrazovanie: nauchnoe izdanie MGU im. N.E. Baumana* [Science and Education of Bauman MSTU], 2015, no. 10, pp. 88–125. (In Russ.). DOI: 10.7463/1015.0815132

- [3] Krasnov N.F., Zakharchenko V.F., Koshevoy V.N. *Osnovy aerodinamicheskogo rascheta* [Fundamentals of aerodynamic calculation]. Moscow, Vysshaya shkola Publ., 1984, 391 p. (In Russ.).
- [4] Minenko V.E., Stolyarova N.A., Bykovskiy S.B., Yakushev A.G. *Perspektivnye ispol'zovaniya turboreaktivnykh dvigateley dlya posadki kosmicheskogo apparata klassa «nesushchiy korpus»* []. *XLI Akademicheskie chteniya po kosmonavtike (Korolevskie chteniya – 2017)* [XLI Academic Readings on cosmonautics (Korolev Readings – 2017): collection of abstracts. Moscow, BMSTU Press, 2017, pp. 27–28. (In Russ.).

УДК 629.7.023.22

Система теплозащитного покрытия пилотируемого спускаемого аппарата марсианской экспедиции, входящего в атмосферу Земли с большими сверхзвуковыми скоростями

Столярова Нина Анатольевна

stoliarova_nina@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Миненко Виктор Елисеевич

minenkove@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Рассмотрена система теплозащитного покрытия спускаемого аппарата класса «несущий корпус». В статье приведены основные зависимости, которые используются в инженерной практике для расчета конвективных радиационных тепловых потоков в точке притупления спускаемого аппарата. Показано, что при определенном радиусе притупления можно создать реальную конструкцию системы теплозащитного покрытия с наибольшим уносом покрытия. В статье приводятся массовые характеристики теплозащитного покрытия с ориентацией на традиционные применяемые материалы теплозащитного покрытия, а также показана величина уноса теплозащитного покрытия в лобовой части.

Ключевые слова: теплозащитное покрытие, спускаемый аппарат, гиперболические скорости входа, несущий корпус

Наиболее сложной проблемой в создании пилотируемого спускаемого аппарата (СА) марсианской экспедиции, входящего в атмосферу Земли, является именно система теплозащитного покрытия (ТЗП).

Расчет баллистических характеристик показывает, что вход в атмосферу Земли осуществляется со скоростями, существенно превышающими вторую космическую скорость, порядка 13–18 км/с. Наиболее приемлемой для проектирования основного варианта полагается скорость входа 15 км/с, так как для скоростей входа, превышающий 15 км/с, 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 аппарата внутри коридора даже в том случае, когда с помощью предварительной коррекции было обеспечено попадание аппарата в заданный коридор.

Система теплозащитного покрытия спускаемого аппарата рассматривалась для аппаратов класса «несущий корпус», так как подобные аппараты могут быть призна-

ны как универсальные для всех скоростей входа в атмосферу Земли, а с другой стороны у них имеются определенные преимущества при входе в атмосферу Земли именно с гиперболическими скоростями [1–4]. Известно, что при таких скоростях входа в атмосферу Земли превалирует уже не конвективные, а лучистые (радиационные) тепловые потоки. Лучистый тепловой поток может превосходить конвективный до 10 раз. Для решения задачи создания теплозащитного покрытия требуется, в отличие от традиционных схем типа «Союз» и «Аполлон» с большим радиусом притупления лобового щита, небольшие радиусы притупления носовой части для уменьшения именно лучистых тепловых потоков. Требуется оптимизация характеристик в части теплозащитного покрытия, так как имеет место тенденция возрастания, как лучистых тепловых потоков, так и конвективных. В статье приведены основные зависимости, которые используются в инженерной практике для расчета конвективных и радиационных тепловых потоков в точке притупления спускаемого аппарата. Показано, что при определенном радиусе притупления можно создать реальную конструкцию системы теплозащитного покрытия с небольшим уносом покрытия. Это говорит о том, что аэродинамика и массово-центровочные характеристики такого аппарата не будут нарушаться в процессе прохождения атмосферы Земли, что очень важно для системы управления такими аппаратами.

В статье приводятся массовые характеристики теплозащитного покрытия с ориентацией на традиционные применяемые материалы. Для покрытия сегментально-конической поверхности аппарата используются материалы, близкие к капронофенольным (ПКТ-11КФЛ — композиция на основе прошивной кремнеземно-капроновой ткани марки ПВП-КТК и фенольно-формальдегидного связующего). Также показана величина уноса теплозащитного покрытия в лобовой части.

Литература

- [1] 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: 10.7463/1015.0815132
- [2] Бут Д.К., Миненко В.Е., Якушев А.Г., Столярова Н.А. Панельная теплозащитная система пускового аппарата класса «несущий корпус» для орбитальных и межпланетных экспедиций // Будущее машиностроения России: сборник докладов: в 2 т. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2020. С. 6–8.
- [3] Суржииков С.Т., Шувалов М.П. Анализ радиационно-конвективного нагрева четырёх типов спускаемых космических аппаратов // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2014. Т. 15, № 4. URL: <http://chemphys.edu.ru/issues/2014-15-4/articles/237/>
- [4] Никитин П.В., Сотник Е.В. Воспроизведение конвективно-лучистого теплообмена, сопутствующего входу космических аппаратов в атмосферы планет со второй космической скоростью // Труды МАИ. 2011. № 42. URL: <http://www.trudymai.ru/published.php?ID=24309>

The Heat Protective Coating Systems of the Manned Lander of the Martian Expedition Entering the Earth's Atmosphere at High Supersonic Speeds

Stoliarova Nina Anatolievna

stoliarova_nina@mail.ru

BMSTU

Minenko Victor Eliseevich

minenkove@bmstu.ru

BMSTU

The heat protection coating system of the descent vehicle of the load-carrying body class is considered. The article presents the main dependencies that are used in engineering practice to calculate convective radiation heat fluxes at the point of blunting of the descent vehicle. It is shown that at a certain radius of blunting, it is possible to create a real design of a heat-protective coating system with a small coating entrainment. The article presents the mass characteristics of the heat-protective coating with an orientation to the traditional materials of the heat-protective coating used, and also shows the amount of entrainment of the heat protection coating in the frontal part.

Keywords: heat protective coating system, lander, high supersonic speeds, "carrying body" class

References

- [1] Minenko V.E., Agafonov D.N., Yakushev A.G., Eliseev A.N. Proektnyy, aerodinamicheskiy i termobalisticheskiy analiz spuskaemogo apparata klassa «nesushchiy korpus» [Project, Aerodynamic, Thermal and Ballistic Analysis of a Lifting-Body Reentry Vehicle]. Nauka i obrazovanie: nauchnoe izdanie MGTU im. N.E. Baumana [Science and Education of Bauman MSTU], 2015, no. 10, pp. 88–125. (In Russ.). DOI: 10.7463/1015.0815132
- [2] But D.K., Minenko V.E., Yakushev A.G., Stolyarova N.A. Panel'naya teplozashchitnaya sistema spuskaemogo apparata klassa "nesushchiy korpus" dlya orbital'nykh i mezhplanetnykh ekspeditsiy [Panel heat protection system of the "carrier body" lander for orbital and interplanetary expeditions]. Budushchee mashinostroeniya Rossii [The Future of Russian engineering]: collection of reports: in 2 vols. Moscow, BMSTU Press, 2020, pp. 6–8. (In Russ.).
- [3] Surzhikov S.T., Shuvalov M.P. Analiz radiatsionno-konvektivnogo nagreva chetyrekh tipov spuskaemykh kosmicheskikh apparatov [Estimation of radiation-convection heating of four types of reentry spacecrafts]. Fiziko-khimicheskaya kinetika v gazovoy dinamike [Physical and Chemical Kinetics in Gas Dynamics], 2014, vol. 15, no. 4. (In Russ.). Available at: <http://chemphys.edu.ru/issues/2014-15-4/articles/237/>
- [4] Nikitin P.V., Sotnik E.V. Vosproizvedenie konvektivno-luchistogo teploobmena, soputstvuyushchego vkhodu kosmicheskikh apparatov v atmosfery planet so vtoroy kosmicheskoy skorost'yu [Reproduction of convective-radiant heat exchange accompanying the entry of spacecraft into the atmospheres of planets with the second cosmic velocity]. Trudy MAI [Proceedings of MAI], 2011, no. 42. (In Russ.). Available at: <http://www.trudymai.ru/published.php?ID=24309>

УДК 629.787

Исследование возможности подтормаживания спускаемого аппарата перед входом в атмосферу Земли после марсианской экспедиции

Столярова Нина Анатольевна stoliarova_nina@mail.ru
МГТУ им. Н.Э. Баумана

Миненко Виктор Елисеевич minenkove@bmstu.ru
МГТУ им. Н.Э. Баумана

Рассмотрена возможность осуществления подтормаживания спускаемого аппарата перед входом в атмосферу Земли с использованием двигательных установок и снижение скорости входа с 15 до 11 км/с. Это необходимо в связи с тем, что вход в атмосферу Земли со скоростью 15 км/с приводит к необходимости больших масс теплозащитного покрытия и, соответственно, к большим перегрузкам. Показаны массовые характеристики дополнительного блока и масса топлива, необходимого для подтормаживания.

Ключевые слова: спускаемый аппарат, скорость входа в атмосферу Земли, массовые характеристики, гиперболическая скорость

Поскольку в составе Марсианского экспедиционного комплекса в пилотируемом варианте должен находиться спускаемый аппарат, который на конечном этапе войдет в атмосферу Земли и осуществит управляемую посадку, необходимо рассмотреть характеристики такого аппарата, включая баллистику, систему теплозащитного покрытия и массовые характеристики. Но имеющиеся трудности создания теплозащитного покрытия на гиперболических скоростях входа в атмосферу Земли приводят к мысли, что возможно преодолеть трудности путем уменьшения гиперболических скоростей входа в атмосферу Земли и осуществить вход с конструкцией теплозащитного покрытия, отработанной на лунных траекториях или на спусках с орбиты искусственного спутника Земли (7,8–11 км/с) [1–4]. Вход в атмосферу Земли со скоростью 15 км/с приводит к необходимости больших масс теплозащитного покрытия и, соответственно, к большим перегрузкам.

Возникает мысль осуществить подтормаживание спускаемого аппарата перед входом в атмосферу Земли с использованием двигательных установок и снизить скорость входа с 15 до 11 км/с. Оценка такой возможности приведена в данной работе: показаны массовые характеристики дополнительного блока и масса топлива, необходимого для подтормаживания. В качестве такого блока был выбран разгонный блок «ДМ», который разрабатывался для лунной программы Н1-ЛЗ. Разгонный блок «ДМ» характеризуется высокой надежностью и способностью многократного включения маршевого двигателя, позволяющего выполнять необходимые орбитальные маневры.

Следует отметить, что введение такого блока в состав марсианского экспедиционного комплекса существенно повысит требования ко всему марсианскому экспедиционному комплексу, так как будет необходимо доставлять на орбиту Марса и возвращать в окрестности Земли космический аппарат с существенно возросшими массами. Таким образом, масса такого спускаемого аппарата с блоком существенно превышает массовые характеристики спускаемого аппарата, где не требуется подтормаживание.

В настоящее время исследованы различные способы снижения скорости входа спускаемых аппаратов в атмосферу Земли после возвращения из межпланетных экс-

педий. В данном случае по рекомендации ученых и исследованиям баллистиков показано использование гравитационного поля Венеры для снижения скорости. Такой способ возможен, но он требует определенных повышенных требований к системе управления марсианского экспедиционного комплекса и довольно сложен. К тому же следует учитывать возникновение нештатных и аварийных ситуаций в процессе реализации марсианской экспедиции. Поэтому следует тщательно отрабатывать наиболее простейший вариант: старт с орбиты искусственного спутника Марса к Земле с реализацией скорости входа в атмосферу Земли порядка 15 км/с, которая обеспечивается аппаратом класса несущий корпус с теплозащитным покрытием, рассчитанным на эти условия спуска.

Литература

- [1] Иванов Н.М., Дмитриевский А.А., Лысенко Л.Н. Баллистика и навигация космических аппаратов. М.: Дрофа, 2004. 544 с.
- [2] Карлсон Р.В., Свенсон Б.Л. Маневрирование в коридорах входа в атмосферу Земли с гиперболическими скоростями // Космические аппараты и ракеты. 1966. Т. 3, № 3. С. 353–358.
- [3] Эрике К.А. Космический полет. В 2 т. Т. 2. Динамика. М.: Наука, 1970. Ч. 2. 744 с.
- [4] Соловьев Ц.В., Тарасов Е.В. Прогнозирование межпланетных полетов. М.: Машиностроение, 1973. 400 с.

Research of the Possibility of Braking the Lander Before Entering the Earth's Atmosphere after the Martian Expedition

Stoliarova Nina Anatolievna

stoliarova_nina@mail.ru

BMSTU

Minenko Victor Eliseevich

minenkove@bmstu.ru

BMSTU

The possibility of braking the descent vehicle before entering the Earth's atmosphere using propulsion systems and reducing the entry speed from 15 to 11 km/s is considered. This is necessary due to the fact that entering the Earth's atmosphere at a speed of 15 km/s leads to the need for large masses of heat-protective coating and, accordingly, to large overloads. The mass characteristics of the additional unit and the mass of fuel required for braking are shown.

Keywords: *lander, entering the atmosphere, mass characteristics, hyperbolic velocities*

References

- [1] Ivanov N.M., Dmitrievskiy A.A., Lysenko L.N. Ballistika i navigatsiya kosmicheskikh apparatov [Ballistics and navigation of spacecraft]. Moscow, Drofa Publ., 2004, 544 p. (In Russ.).
- [2] Karlson R.V., Svenson B.L. Manevrovanie v koridorakh vkhoda v atmosferu Zemli s giperbolicheskimi skorostyami [Maneuvering in the corridors of entry into the Earth's atmosphere with hyperbolic speeds]. Kosmicheskie apparaty i rakety [Journal of Spacecraft and Rockets], 1966, vol. 3, no. 3, pp. 353–358. (In Russ.).
- [3] Erike K.A. Kosmicheskiy polet. In 2 vol. Vol. 2. Dinamika [Space flight. Dynamics]. Moscow, Nauka Publ., 1970, pt. 2, 744 p. (In Russ.).

- [4] Solov'ev Ts.V., Tarasov E.V. Prognozirovanie mezhplanetnykh poletov [Prediction of interplanetary flights]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1973, 400 p. (In Russ.).

УДК 629.7

Принципы построения и области применения малых космических аппаратов на базе унифицированных космических платформ

Тузиков Сергей Анатольевич

st601@mail.ru

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

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Егоров Юрий Григорьевич

yuyeg@mail.ru

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Фирсюк Сергей Олегович

iskramai@gmail.com

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Проанализированы варианты построения малоразмерных космических аппаратов (МКА) на базе унифицированной космической платформы (УКП), исследуются области рационального применения УКП в составе МКА для решения широкого спектра задач, включая мониторинг арктических регионов. Приведены методические подходы обеспечения проектного анализа схемных решений УКП для МКА дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ). Исследована актуальная проблема выбора типоразмера УКП, оценки эффективности ее использования с учетом необходимой ее модернизации под конкретную полезную нагрузку. Актуальность исследований связана с необходимостью создания конкурентоспособных вариантов МКА на базе унифицированной космической платформы, предназначенных для обеспечения мониторинга высокоширотных регионов с использованием системы МКА ДЗЗ.

Ключевые слова: проектный анализ, космический аппарат, унифицированная космическая платформа, малый космический аппарат, дистанционное зондирование Земли, проектный облик малого космического аппарата

В связи с разнообразием задач применения малых космических аппаратов (МКА) — с одной стороны и широким диапазоном аппаратов данного класса, различающихся по массе, мощности и размерам — с другой стороны, актуальным является создание семейства малых унифицированных космических платформ (УКП) на базе современных микроспутниковых технологий.

УКП являются базовыми модулями космических аппаратов, создаваемыми с использованием принципов глубокой унификации бортовых систем на базе современных технических и конструкторско-технологических решений. Использование УКП способствует сокращению номенклатуры разрабатываемых МКА и их бортовых систем, снижению стоимости создания и эксплуатации МКА на их основе, сокращению сроков их разработки. В настоящее время имеется целый ряд космических платформ, удовлетворяющих

требованиям различных целевых нагрузок по массогабаритным характеристикам, энергоресурсу, условиям космической эксплуатации, надежности и стоимости [1].

Актуальность исследований, проводимых в рамках проекта, связана с необходимостью создания конкурентоспособных вариантов МКА на базе УКП, предназначенных для обеспечения мониторинга арктических регионов с использованием системы МКА дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ), и разработки технологии управления ими на различных этапах орбитального функционирования.

Основной конструктивной особенностью УКП является модульность, которая обеспечивает высокую технологичность сборки и испытаний космических аппаратов, создаваемых на базе УКП.

Использование УКП имеет ряд существенных преимуществ по сравнению с индивидуально разработанными аппаратами:

- сокращение затрат на проектирование в связи с серийностью производства и возможностью распределения стоимости проектирования платформы между всеми спутниками серии;

- увеличение надежности спутников из-за многократной отработки их систем;

- уменьшение времени производства спутника, кроме того производители УКП гарантируют сроки изготовления.

- В проектировании МКА ДЗЗ сочетаются следующие принципы построения УКП:

- применение с минимальными изменениями надежной и хорошо отработанной конструкции и служебных систем;

- широкие возможности варьирования состава, массогабаритных характеристик и энергопотребления целевых приборов;

- выделение дополнительного ресурса по решению дополнительных научных и коммерческих задач;

- учёт общероссийских и мировых тенденций проектирования КА и внедрение новых достижений в области создания конструкционных материалов, датчиков, технологий, компьютерной техники, программного обеспечения и т. д.;

- отработка в космосе (при очередных запусках КА ДЗЗ) перспективных усовершенствований внутренних блоков и элементов систем космической платформы при сохранении её принципиального состава.

Одним из направлений разработки параметрического ряда УКП для всего спектра задач целевого применения является формирование проектных методов построения малых космических платформ с электроракетной двигательной установкой [2]. Линейка типоразмеров УКП строится на базовых прототипах — УКП для МКА ДЗЗ, связи, отработки космических технологий, проведения научных и прикладных исследований в космическом пространстве [3].

Современная унификация оборудования УКП позволяет создавать на базе одной платформы целый спектр МКА различного назначения [4]. Единый бортовой комплекс, функционально объединяющий в своем составе все бортовые системы, легко адаптируется к требованиям полезной (целевой) нагрузки, устанавливаемой на конкретный МКА. Возникает актуальная проблема выбора типоразмера УКП, оценки эффективности ее использования с учетом необходимой ее модернизации под конкретную полезную нагрузку.

Использование современных технологий при реализации элементов бортовой специальной и обеспечивающей аппаратуры МКА и их унификация позволяют в не-

сколько раз сократить сроки разработки и снизить финансовые расходы на реализацию космических проектов.

К таким проектам следует отнести задачу по мониторингу и прогнозу ледовой обстановки в арктических районах с помощью МКА на базе УКП. МКА, оборудованные малогабаритными системами для мониторинга поверхности Земли, могут быть эффективным и конкурентоспособным средством ДЗЗ для широкого круга потребителей космической информации.

Актуальной проблемой является разработка предпочтительных вариантов построения МКА на базе УКП, а также методического обеспечения проектного анализа схемных решений реализации функционирования МКА ДЗЗ и методов применения технологии управления для широкого спектра орбитальных операций для решения совокупности природоохозяйственных задач ДЗЗ в высокоширотных районах Земли (в интересах ледовой разведки и для океанографических и океанологических исследований, высокооперативного мониторинга ледовой обстановки и др.).

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: справ. пособие. Омск: Изд-во ОмГТУ, 2010. 348 с.
- [2] 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.
- [3] 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.
- [4] Кульков В.М., Шаханов А.Е., Егоров Ю.Г., Крайнов А.М., Ельников Р.В. К вопросу проектирования малых космических аппаратов с электроракетной двигательной установкой для исследования малых тел Солнечной системы // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2015. № 1 (27). С. 48–54.

Principles of Construction and Applications of Small-Sized Spacecraft Based on Unified Space Platforms

Tuzikov Sergey Anatoljevich st601@mail.ru
Moscow Aviation Institute (National Research University)

Yoon Sung Wook wook4573@naver.com
Moscow Aviation Institute (National Research University)

Kulkov Vladimir Mikhailovich vmk_1@mail.ru
Moscow Aviation Institute (National Research University)

Egorov Yuri Grigoryevich yuyeg@mail.ru
Moscow Aviation Institute (National Research University)

Firsyuk Sergey Olegovitch iskramai@gmail.com
Moscow Aviation Institute (National Research University)

The variants of constructing small-sized spacecraft (SS) based on a unified space platform (USP) are analyzed, the areas of rational use of the USP as part of the SS for solving a wide range of tasks, including monitoring of the Arctic regions, are investigated. Methodological approaches for

providing design analysis of the UCP circuit solutions for the remote sensing control system are given. The actual problem of choosing the standard size of the USP, evaluating the effectiveness of its use, taking into account its necessary modernization for a specific payload, is investigated. The relevance of the research is related to the need to create competitive variants of small-sized spacecraft based on a unified space platform designed to provide monitoring of high-latitude regions using the remote sensing of the Earth SS system.

Keywords: *project analysis, spacecraft, small-size spacecraft, unified space platform, remote sensing of the Earth, design appearance of a small spacecraft*

References

- [1] Blinov V.N., Ivanov N.N., Sechenov Yu.N., Shalai V.V. Malye kosmicheskie apparaty. Kn. 3. Minisputniki. Unifitsirovannye kosmicheskie platformy dlya malykh kosmicheskikh apparatov: sprav. posobie [Small spacecraft. Book 3. Minisatellites. Unified space platforms for small spacecraft: reference. stipend]. Omsk, Izd-vo OmGTU Publ., 2010, 348 p. (In Russ.).
- [2] Kul'kov V.M. Issledovanie proektnykh parametrov i analiz effektivnosti primeneniya unifitsirovannykh platform s elektroraketnymi dvigatelyami v sostave malykh kosmicheskikh apparatov [Research of design parameters and analysis of the effectiveness of the use of unified platforms with electric rocket engines as part of small spacecraft]. Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta [Bulletin of the Moscow Aviation Institute], 2012, vol. 19, no. 2, pp. 18–28. (In Russ.).
- [3] Kul'kov V.M. Postroenie kompleksa proektnykh modelei dlya parametricheskogo analiza malykh kosmicheskikh apparatov s elektroraketnymi dvigatelyami [Construction of a complex of design models for parametric analysis of small spacecraft with electric rocket engines]. Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta [Bulletin of the Moscow Aviation Institute], 2012, vol. 19, no. 4, pp. 44–55. (In Russ.).
- [4] Kul'kov V.M., Shakhanov A.E., Egorov Yu.G., Krainov A.M., El'nikov R.V. K voprosu proektirovaniya malykh kosmicheskikh apparatov s elektroraketnoi dvigatel'noi ustanovkoi dlya issledovaniya malykh tel Solnechnoi sistemy [On the issue of designing small spacecraft with an electric propulsion system for the study of small bodies of the Solar system]. Vestnik NPO im. S.A. Lavochkina [Bulletin of Lavochkin Association], 2015, no. 1 (27), pp. 48–54. (In Russ.).

УДК 629.7.024

Методика проектирования композитного силового набора хвостовой части фюзеляжа

Тун Лин Хтет

tunlinhtet64509@gmail.com

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Просунцов Павел Викторович

pavel.prosuntsov@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Рассмотрена разработанная методика проектирования силового набора хвостовой части самолета DA-62, которая включает в себя этапы выбора расположения, формы и структуры силовых элементов из композиционных материалов. Отличительной особенностью методики является комплексное использование методов параметрической и топологической оптимизации при построении конструкции. Для определения физико-механических характеристик многослойных композитных пакетов использован расчетно-теоретический подход, результаты которого подтверждаются экспериментальными результатами. Для повышения весовой эффективности конструкции решается задача оптимизации схемы укладки слоев полимерного композиционного материала.

Ключевые слова: фюзеляж, силовые шпангоуты, параметрическая оптимизация, топология, укладка, снижение массы, углепластик, конструктивно-силовая схема

Наиболее сложным агрегатом легких самолетов является хвостовая часть фюзеляжа, в которой размещаются агрегаты оперения и силовой установки. Конструкция хвостовой части фюзеляжа легкого самолета интегральной компоновки ввиду своей формы больше приближена к конструкции крыла, и состоит из продольных и поперечных силовых элементов. Поперечными силовыми элементами в фюзеляже являются силовые шпангоуты, сложные по своей конструкции и форме [1]. Проектирование фюзеляжа интегральной компоновки во многом связано с выбором конструктивной схемы силового набора, и повышение его весовой эффективности является сложной и актуальной проблемой. При проектировании эффективным инструментом снижения массы конструкций летательных аппаратов является использование композиционных материалов, обладающих высокими удельными прочностными и жесткостными характеристиками. Применение композитов должно основываться не просто на механической замене традиционных металлических материалов на композиционные, а учитывать их особенности — в первую очередь анизотропию характеристик. Создание композитных конструкций должно опираться на широкое применение современных методов численного моделирования и оптимизации [2].

Целью работы является снижение массы и повышение несущей способности композитного силового набора хвостовой части фюзеляжа легкого самолета за счет использования современных методов параметрической и топологической оптимизации композитных конструкций.

В качестве объекта исследования в данной работе выбрана хвостовая часть самолета DA-62, который изготовлен из углепластика на основе эпоксидного связующего и углеродной ткани, что позволило обеспечить одновременно высокую прочность и малый вес конструкции. Фюзеляж представляет собой конструкцию типа полумонок, состоящий из обшивки, и кольцевых шпангоутов, являющихся основными силовыми элементами элементов жесткости. Шпангоуты скреплены с внутренним слоем обшивки фюзеляжа и нижней обшивкой центроплана клеевым соединением [3].

Методика проектирования силового набора включает в себя шесть крупных этапов.

На первом этапе (I) проводится анализ нагрузок, действующих на конструкцию самолета. При этом рассматривается совместное воздействие аэродинамических и массово-инерционных сил при различных расчетных случаях его маневров в вертикальной и горизонтальной плоскостях [4]. Расчет нагрузок, возникающих в полете, проводится с использованием программного комплекса ANSYS Fluent с учетом параметров полета аппарата (скорость и высота полета, углы атаки, скольжения и крена) и атмосферы [5].

В рамках второго этапа методики (II) решается задача выбора рациональных параметров размещения силовых шпангоутов, таких как их количество, координаты размещения и ширина, с использованием методов параметрической оптимизации. Варьируемыми проектными параметрами на втором этапе методики выступают геометрические размеры шпангоутов. Такой подход позволяет существенно сократить размер области проектирования для последующего применения на третьем этапе (III) метода топологической оптимизации.

Следующим этапом (III) методики является выбор оптимальной формы силовых шпангоутов, что позволяет снизить вес силового набора. На данном этапе использу-

ется метод топологической оптимизации (программный комплекс ANSYS Topology), причем в качестве начального приближения используются результаты параметрической оптимизации. Данный этап заключается в нахождении оптимального распределения материала в силовых элементах конструкции. Для этого решалась задача минимизации массы конструкции при ограничении на максимальные напряжения в силовых шпангоутах.

Необходимым этапом (IV) методики является определение физико-механических характеристик композиционных материалов силового набора фюзеляжа. Упор сделан на методы их расчетно-теоретического определения с использованием программных комплексов MSC Digimat и Ansys Material Designer. В рамках данного расчета создаются модели представительных элементов объемов (ПЭО) многослойного углепластика. Далее к этим ПЭО прикладываются нагрузки и проводится моделирование напряженно-деформированного состояния ПЭО, а затем расчетным путем определяются искомые физико-механические характеристики композита. Для подтверждения полученных характеристик материалов проводится ограниченный объем испытаний образцов материалов, которые предполагается применять в конструкции силового набора.

При разработке конструкции из композитов важным вопросом является выбор схем укладки, от которых существенно зависит прочность и масса создаваемой конструкции. Поэтому пятый этап (V) методики посвящен выбору оптимальной схемы укладки многослойных силовых элементов на основе методов параметрической оптимизации. Для оптимизации схемы армирования используется программный комплекс ANSYS optiSLang. На этом этапе проводится моделирование напряженно-деформированного состояния многослойных композитных шпангоутов силового набора и выполняется анализ напряжений, возникающих в отдельных слоях конструкции. В качестве целевой функции в этом случае выступает масса конструкции, а в качестве ограничений — уровни напряжений в отдельных слоях материалов шпангоутов.

На заключительном (VI) этапе методики проводится поверочный расчет разработанной композитной конструкции силового набора. Для повышения достоверности моделирования на данном этапе используются уточненные геометрические и конечно-элементные модели конструкции.

Если при решении задачи для какого-либо этапа не удастся достичь его цели, то происходит возврат на предыдущий этап с коррекцией накладываемых ограничений.

Таким образом, новая методика за счет комбинации методов параметрической и топологической оптимизации позволяет снизить массу и повысить несущую способность силового набора. В результате использования методики была предложена конструктивно-силовая схема хвостовой части фюзеляжа легкого самолета, отвечающая условиям прочности и обладающая лучшими весовыми характеристиками, по сравнению с используемым в настоящее время вариантом.

Литература

- [1] Ю Сун Чул. Проектирование и исследование конструкции горизонтального оперения гражданского транспортного самолета: автореф. дисс. ... канд. тех. наук. М.: МАИ, 2005. 24 с.
- [2] Агеева Т.Г., Дудар Э.Н., Резник С.В. Комплексная методика проектирования конструкции крыла многоразового космического аппарата // Технология машиностроения. 2021. № 3. С. 34–36.
- [3] Самолет DA-62. Diamond Aircraft. URL: <https://www.diamondaircraft.com/en/privatepilots/aircraft/da62/overview/> (дата обращения 15.11.2021).

- [4] Нормы летной годности гражданских легких самолетов. М.: Межгосударственный Авиационный Комитет ОАО, 2014. 206 с.
- [5] Tun Lin Htet, Prosuntsov P.V. Parametric and topology optimization of polymer composite load bearing elements of rear part of aircraft fuselage structure // AIP Conf. Proc. 2021. Vol. 2318, no. 1. Art. 020008. DOI: <https://doi.org/10.1063/5.0035742>

Method of Designing Composite Load-Bearing Elements of the Tail Section of the Light Aircraft

Tun Lin Htet

tunlinhtet64509@gmail.com

BMSTU

Prosuntsov Pavel Victorovich

pavel.prosuntsov@mail.ru

BMSTU

A methodology for designing the load bearing elements of the tail section of the DA-62 aircraft has been developed, which includes the stages of choosing the location, shape and structure of load bearing elements made of composite materials. A distinctive feature of the technique is the combine use of parametric and topological optimization methods in the design of the structure. To determine the physical and mechanical characteristics of multilayer composite elements, a computational and theoretical approach was used, the results of which are confirmed by experimental results. To increase the weight efficiency of the structure, the task of optimizing the lay-up schemes of polymer composite material is solved.

Keywords: fuselage, load-bearing ribs, parametric optimization, topology, lay-up, mass reducing, carbon-fiber reinforced plastics, structural layout

References

- [1] Yu Sun Chul. Proektirovanie i issledovanie konstruksii gorizontalnogo opereniya grazhdanskogo transportnogo samoleta: avtoref. diss. ... kand. tekhn. nauk. [Design and study of the design of the horizontal tail of a civil transport aircraft: abstract. diss. ... candidate of tech. sciences]. Moscow, MAI Publ., 2005. 24 p. (In Russ.).
- [2] Ageeva T.G., Dudar E.N., Reznik S.V. Kompleksnaya metodika proektirovaniya konstruksii kryla mnogorazovogo kosmicheskogo apparata [A comprehensive design methodology for the wing structure of a reusable spacecraft]. Tekhnologiya mashinostroeniya [Mechanical engineering technology], 2021, no. 3, pp. 34–36. (In Russ.).
- [3] Samolet DA-62. Diamond Aircraft. Available at: <https://www.diamondaircraft.com/en/privatepilots/aircraft/da62/overview/> (accessed November 15, 2021). (In Russ.).
- [4] Aviatsionnye pravila. Normy letnoy godnosti grazhdanskikh legkikh samoletov. Chast' 23 [Aviation rules. Airworthiness standards of civil light aircraft. Part 23]. Moscow, Mezghosudarstvennyy Aviatsionnyy Komitet OAO Publ., 2014, 206 p. (In Russ.).
- [5] Tun Lin Htet, Prosuntsov P.V. Parametric and topology optimization of polymer composite load bearing elements of rear part of aircraft fuselage structure. AIP Conf. Proc., 2021, vol. 2318, no. 1, art. 020008. DOI: <https://doi.org/10.1063/5.0035742>

УДК 629.78

Оптимизация проектных параметров перспективных многоразовых межорбитальных систем

Фадеенков Павел Васильевич

Fadeenkov.pv@ssau.ru

Самарский университет

Ишков Сергей Алексеевич

ishkovs@gmail.com

Самарский университет

Старинова Ольга Леонардовна

solleo@mail.ru

Самарский университет

Григоров Григорий Александрович

grigory_ssau@mail.ru

Самарский университет

Рассмотрена методика поиска оптимальных значений проектных параметров перспективных многоразовых межорбитальных систем, состоящих из разгонных блоков с жидкостными ракетными двигателями и электроракетными двигателями. Основным критерием оптимизации проектных параметров является относительная масса полезного груза. Проанализированы импульсные и многоразовые перелеты без пассивных участков с малой тягой. Проведена оптимизация проектных и баллистических параметров перелета с низкой околоземной орбиты с большим наклоном на геостационарную орбиту.

Ключевые слова: *околоземные орбиты, геостационарная орбита, разгонные блоки, полезная нагрузка, параметрические модели, оптимизация*

Перспективные космические проекты сдерживаются высокой стоимостью вывода космических аппаратов на орбиту. В работах [1, 2] описывается ожидаемая тенденция увеличения годового трафика на высокую геоцентрическую орбиту и снижение стоимости утилизации. На втором этапе развития космических технологий стоимость запуска должна снизиться до 2800 долл. за 1 кг. Основываясь на данных из работы [2], орбитальные бизнес-парки (производство материалов, биотехнология), низкоорбитальные группировки для глобального доступа в Интернет и мониторинг Земли, исследование и колонизация Луны и Марса, космические группировки спутников становятся прибыльными.

Для повышения общей эффективности миссий требуется многокритериальная оптимизация. Критериями являются удельная масса полезной нагрузки, продолжительность утилизации и эксплуатации, стоимость вывода полезной нагрузки на рабочую орбиту и вероятность успешного завершения миссии. В многочисленных работах по проектированию и оптимизации баллистических задач с использованием электродвигателей эти аспекты рассматривались отдельно и в различных комбинациях, но только несколько статей посвящены проблеме в целом.

В статье рассмотрена методика поиска оптимальных значений проектных параметров перспективных многоразовых межорбитальных систем. Транспортные операции по доставке полезного груза осуществляются при помощи космических аппаратов, использующих жидкостные ракетные (ЖРД) и электроракетные двигатели (ЭРД). Основным критерием оптимизации проектных параметров является относительная масса полезного груза. Параметрическая модель массы системы представляет собой сумму масс отдельных подсистем: энергосистемы, включая солнечную бата-

рею; двигательной установки, включая блок накопления энергии, связанный с каждым разгонным блоком; массы топлива; баков, включая систему подачи и хранения топлива; конструкции.

Для расчета пространственных межорбитальных перелётов с традиционными двигательными установками, использована импульсная теория перелётов. Управляемое движение с малой тягой рассчитывалось с использованием приближенных аналитических зависимостей, не учитывающих наличие пассивных участков на траектории [3–6].

Рассматриваются одноразовые и многоразовые транспортные системы. Все виды операций включают в себя маневр утилизации использованного космического аппарата. Для всех рассмотренных постановок задачи получены аналитические выражения для оптимальных конструктивных параметров транспортного космического корабля в зависимости от ожидаемого грузопотока.

Проведена оптимизация проектных и баллистических параметров перелета с низкой околоземной орбиты с большим наклоном на геостационарную орбиту. Результаты расчетов позволяют сделать вывод, что для системы с последовательным применением ЖРД и ЭРД переходная орбита практически всегда эллиптическая, эксцентриситет которой тем больше, чем меньше заданная продолжительность перелёта. При заданном времени перелета менее 35 суток выгоднее использовать разгонные блоки только с ЖРД, от 35 до 105 суток — с последовательным применением ЖРД и ЭРД, более 105 суток — только с ЭРД.

Таким образом, статья охватывает многие практически важные задачи создания космической техники, которые могут быть использованы для научно-технического обоснования выполнения перспективных космических полётов.

Литература

- [1] Tkatchova S. Space-based technologies and commercialized development: Economic implications and benefits. Pa.: Hershey, 2011. 265 p. DOI: 10.4018/978-1-60960-105-8
- [2] Иваницкая В.В., Корепанова Е.Г. Частные космические организации и коммерциализация космических проектов // Актуальные проблемы авиации и космонавтики. 2015. Т. 2, № 11. С. 300–303.
- [3] Petukhov V.G. A New Approach to Low-Thrust Perturbed Trajectory Optimization Based on the Use of Complex Dual Numbers // 71st international Astronautical Congress IAC-20-C1.4.12. 2020. Vol. 4. Pp. 1–8.
- [4] Фадеенков П.В., Ишков С.А. Оптимальная программа управления малой непрерывной тягой при перелете между некомпланарными эллиптической и геостационарной орбитами // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета). 2011. №1 (25). С. 31–37.
- [5] Ахметшин Р.З. Влияние возмущений при многовитковых перелетах на геостационарную орбиту // Космические исследования. 2021. Т. 59, № 5. С. 377–384. DOI: 10.31857/S0023420621050010
- [6] Белоусов С.В., Ивашкин В.В. Траектории перелета на геостационарную орбиту при использовании гравитационного поля Луны // Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша. 2017. № 41. С. 1–36. DOI: 10.20948/prepr-2017-41

Optimization of the Design Parameters for Promising Reusable Interorbital Systems

Fadeenkov Pavel Vasilyevich Fadeenkov.pv@ssau.ru
Samara University

Ishkov Sergei Alekseevich ishkovs@gmail.com
Samara University

Starinova Olga Leonardovna solleo@mail.ru
Samara University

Filippov Gregory Alexander grigory_ssau@mail.ru
Samara University

The paper deals with select on design parameters for promising reusable interorbital systems, which consist of boosters with electric engines and engines with chemical components. The primary criterion of the design optimization is the relative mass of the payload. Pulse flights and multi-turn flights without passive sections with low-thrust are considered. Optimization design and ballistic parameters of flight between low earth orbit with high inclination and geostationary orbit is done.

Keywords: low-earth orbit, geostationary orbit, booster block, payload, parametric models, optimization

References

- [1] Tkatchova S. Space-based technologies and commercialized development: Economic implications and benefits. Pa., Hershey, 2011, 265 p. DOI: 10.4018/978-1-60960-105-8
- [2] Ivanitskaya V.V., Korepanova E.G. Chastnye kosmicheskie organizatsii i kommertsializatsiya kosmicheskikh proektov [Private space organizations and commercialization of space projects] [Actual problems of aviation and cosmonautics]. Aktual'nye problemy aviatsii i kosmonavtiki [Actual problems of aviation and cosmonautics], 2015, vol. 2, no. 11, pp. 300–303. (In Russ.).
- [3] Petukhov V.G. A New Approach to Low-Thrust Perturbed Trajectory Optimization Based on the Use of Complex Dual Numbers. 71st international Astronautical Congress IAC-20-C1.4.12, 2020, vol. 4, pp. 1–8.
- [4] Fadeenkov P.V., Ishkov S.A. Optimal'naya programma upravleniya maloy nepreryvnoy tyagoy pri perelete mezhdru nekomplanarnymi ellipticheskoy i geostatsionarnoy orbitami [Optimal program of controlling continuous low thrust in the flight between noncoplanar elliptical and geostationary orbits]. Vestnik Samarskogo gosudarstvennogo aerokosmicheskogo universiteta imeni akademika S.P. Koroleva (natsional'nogo issledovatel'skogo universiteta) [VESTNIK of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering], 2011, no. 1 (25), Pp. 31–37. (In Russ.).
- [5] Akhmetshin R.Z. Vliyaniye vozmushcheniy pri mnogovitkovykh pereletakh na geostatsionarnuyu orbitu [The influence of perturbations during multi-turn flights to geostationary orbit]. Kosmicheskie issledovaniya [Space Research], 2021, vol. 59, no. 5, pp. 377–384. (In Russ.). DOI: 10.31857/S0023420621050010
- [6] Belousov S.V., Ivashkin V.V. Traektorii pereleta na geostatsionarnuyu orbitu pri ispol'zovanii gravitatsionnogo polya Luny [Trajectories for flight to geostationary orbit using the gravitational field of the moon]. Preprinty IPM im. M.V. Keldysha [Keldysh institute preprints], 2017, no. 41, pp. 1–36. (In Russ.). DOI: 10.20948/prepr-2017-41

УДК 539.4

Разработка методики идентификации свойств углепластиков с учетом нелинейности деформирования

Фомина Екатерина Ильинична

fominaei@student.bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Худорожко Михаил Викторович

khudorozhkomv@student.bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Думанский Александр Митрофанович

aldumans@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Рассмотрено использование полимерных композиционных материалов и, особенно углепластиков, которое обусловлено возможностью проектирования материала для конструкции авиационно-космической и ракетной техники. Поскольку основой для проектирования элементов из углепластиков являются механические свойства однонаправленного слоя, обладающего сильной анизотропией и склонностью к накоплению рассеянных повреждений, необходима разработка модельных представлений, отражающих закономерности сопротивления деформированию и разрушению при переменных во времени нагрузках, в частности, при скоростном нагружении. Анализ экспериментальных данных показывает две основные тенденции в поведении образцов из однонаправленного углепластика, первая — наличие определенного упрочнения при растяжении в направлении армирования и, вторая — наличие механизма разупрочнения, вызванного внутрислойными сдвиговыми напряжениями, которые проявляются вследствие реологических эффектов, а также в виде актов микроразрушения на границе раздела фаз. В данной работе сделана попытка выявления закономерностей анизотропии физической нелинейности образцов из однонаправленного и косоугольно армированного углепластика.

Ключевые слова: однонаправленный углепластик, анизотропия механических свойств, идентификация материала, внутрислойный сдвиг, косоугольно-армированный углепластик

Композиционные материалы постепенно заменяют традиционные, демонстрируя превосходное сочетание малого веса, высокой механической прочности и высокой жесткости, что весьма значимо для аэрокосмической промышленности. В авиационно-космической технике конструкции из углепластиков являются одними из наиболее перспективных, имеющими следующие преимущества по сравнению с классическими металлоконструкциями: высокая удельная прочность, удельный модуль упругости, превосходная усталостная прочность, хорошая стабильность размеров, достигаемая благодаря низкому коэффициенту термического расширения, и высокая термическая и химическая стойкости. Помимо вышеупомянутых областей углепластики активно используются в обрабатывающей, нефте- и газодобывающей промышленности. В *Boeing 787* и *Airbus A350* 50 % общего веса составляют углепластики. В *A380* центральный кессон крыла, хвостовой обтекатель, герметичная перегородка и вертикальное и горизонтальное хвостовое оперение и некоторые другие детали выполнены из композиционных материалов. Цилиндрический отсек фюзеляжа *Boeing 787 Dreamliner* также изготовлен из углепластика как единое целое и соединен встык [1].

Среди полимеров, армируемых углеродными волокнами, выделяют два класса: реактопластинные (эпоксидные, полиэфирные смолы, фенопласты, аминопласты и др.) и термопластичные (полиэфирэфиркетон, полиэфирсульфон, полиэфиримид и др.). В авиации наиболее распространены жесткие эпоксидные матрицы, так как эпоксид-

ные смолы не образуют побочных продуктов реакции во время отверждения, а, следовательно, образование пустот сведено к минимуму, и усадка при отверждении низкая. В настоящее время все чаще стали использоваться термопластичных матриц. На это есть несколько причин. Во-первых, термопласты менее чем реактопласты склонны к растрескиванию. Во-вторых, их применение существенно сокращает время и трудоемкость формования [2].

Важным требованием к элементам конструкции из углепластиков является сведение к минимуму вероятности образования микротрещин, так как это напрямую влияет на физико-механические свойства материала и в дальнейшем приводит к снижению несущей способности и ресурса элемента.

В процессе эксплуатации конструкции из композиционных материалов испытывают динамические и циклические нагрузки, которые оказывают существенное влияние на кривые деформирования, способствуя проявлению реологических и нелинейных свойств. Большая вариативность и возможная деградация свойств препятствуют широкому внедрению углепластиков в промышленности.

Физическая нелинейность весьма важная характеристика, которая косвенно характеризует способность материала к энергопоглощению и трещиностойкости. А проявляемые релаксационные эффекты довольно полезны, так как они оттягивают момент катастрофического разрушения конструкции. Нелинейность также влияет на вибрационный режим и процесс гашения колебательных явлений. В исследовании [3] на основании экспериментальных данных обобщаются закономерности поведения образцов из углепластика с ростом скорости нагружения. Как правило, при увеличении скорости деформирования наблюдается увеличение прочности и жесткости. Стоит отметить, что зависимость значений предельных деформаций от скорости нагружения имеет более сложный характер.

Таким образом, для надежной работы элементов конструкции из углепластика необходимо в зависимости от условий эксплуатации сохранить стабильности физико-механических свойств и обеспечить предсказание деградации и возможные разрушительные эффекты.

Целью исследования является проверка гипотезы о причине возникновения физической нелинейности. За основу были взяты результаты анализа экспериментальных данных из работы [4]. По результатам анализа было определено, что в физическую нелинейность полимерных композиционных материалов основной вклад вносят механические свойства однонаправленного материала при внутрислойном сдвиге. В процессе исследования была проведена аппроксимация кривых деформирования, а также показано удовлетворительное согласие с экспериментом для случая нелинейного поведения однонаправленных и косоугольных образцов из углепластика. Дополнительно, на основании экспериментальных данных, была получена нелинейная зависимость модуля сдвига для однонаправленного слоя углепластика.

Поскольку, энергопоглощение и трещиностойкость напрямую влияет на ресурс и косвенно на массу конструкции, то повышение прогнозируемости свойств элементов конструкций с учетом нелинейного поведения представляет собой весьма важную задачу.

Литература

- [1] Ozkan D., Gok M.S., Karaoglanli A.C. Carbon Fiber Reinforced Polymer (CFRP) Composite Materials, Their Characteristic Properties, Industrial Application Areas and Their Machinability // Engineer-

- ing Design Applications III. Germany: Springer, 2020. Pp. 235–253. DOI: 10.1007/978-3-030-39062-4_20
- [2] Muzzy J.D., Kaya A.O. Thermoplastic vs. thermosetting structural composites // Polymer Composites. 1984. № 3. Pp. 169–172. DOI: 10.1002/PC.750050302
- [3] Kawai M., Masuko Y., Kawase Y., Negishi R. Micromechanical analysis of the off-axis rate-dependent inelastic behavior of unidirectional AS4/PEEK at high temperature // Int. Journal of Mechanical Sciences. 2001. № 9. Pp. 2069–2090. DOI: 10.1016/S0020-7403(01)00029-7
- [4] Lagace P.A. Nonlinear Stress-Strain Behavior of Graphite/Epoxy Laminates // AIAA Journal. 1985. № 10. Pp. 1583–1589. DOI: 10.2514/3.9127

Development of a Method for Identifying the Properties of Carbon Fiber Reinforced Plastics Taking into Account the Nonlinearity of Deformation

Fomina Ekaterina Ilyinichna

fominaei@student.bmstu.ru

BMSTU

Khudorozhko Mikhail Victorovich

khudorozhkomv@student.bmstu.ru

BMSTU

Dumansky Alexander Mitrofanovich

aldumans@mail.ru

BMSTU

Use of polymer composite materials and, especially, carbon fiber plastics is considered, which is due to the possibility of designing a material for the construction of aerospace and rocket technology. Since the basis for the design of elements made of CFRPs is the mechanical properties of a unidirectional layer with strong anisotropy and a tendency to accumulate scattered damage, it is necessary to develop model representations that reflect the patterns of resistance to deformation and fracture under variable loads in time, in particular, under high-speed loading. Analysis of the experimental data shows two main trends in the behavior of unidirectional CFRP specimens, the first is the presence of a certain tensile hardening in the direction of reinforcement and, the second, the presence of a softening mechanism caused by intralaminar shear stresses, which are manifested due to rheological effects, as well as in the form of micro-fracture acts on phase boundary. In this work, an attempt is made to identify the regularities of the anisotropy of the physical nonlinearity of specimens made of unidirectional and obliquely reinforced CFRP.

Keywords: unidirectional carbon fiber reinforced plastic, anisotropy of mechanical properties, material identification, intralaminar shear, angle-ply CFRP

References

- [1] Ozkan D., Gok M.S., Karaoglanli A.C. Carbon Fiber Reinforced Polymer (CFRP) Composite Materials, Their Characteristic Properties, Industrial Application Areas and Their Machinability. Engineering Design Applications III, Germany, Springer, 2020, pp. 235–253. DOI: 10.1007/978-3-030-39062-4_20
- [2] Muzzy J.D., Kaya A.O. Thermoplastic vs. thermosetting structural composites. Polymer Composites, 1984, no. 3, pp. 169–172. DOI: 10.1002/PC.750050302
- [3] Kawai M., Masuko Y., Kawase Y., Negishi R. Micromechanical analysis of the off-axis rate-dependent inelastic behavior of unidirectional AS4/PEEK at high temperature. Int. Journal of Mechanical Sciences, 2001, no. 9, pp. 2069–2090. DOI: 10.1016/S0020-7403(01)00029-7
- [4] Lagace P.A. Nonlinear Stress-Strain Behavior of Graphite/Epoxy Laminates. AIAA Journal, 1985, no. 10, pp. 1583–1589. DOI: 10.2514/3.9127

УДК 629.785

Выбор рациональных параметров композитной силовой конструкции космического аппарата с ядерной энергетической установкой

Чегиринский Ярослав Владимирович

yaruslaw00@gmail.com

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Осмонкулова Алина Данияровна

alina999osm@gmail.com

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Сапронов Дмитрий Владимирович

sapronov.dmitry@gmail.com

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Рассмотрена композитная силовая конструкция космического аппарата с ядерной энергетической установкой. Разработаны параметризованные механические модели сетчатых элементов данной силовой конструкции, пригодные для анализа их напряженно-деформированного состояния и форм потери устойчивости. Показано значительное снижение массы силовой конструкции, включающей в себя параметрически оптимизированные сетчатые элементы, изготавливаемые из композиционных материалов с высокими удельными характеристиками. Для выполнения параметрической оптимизации сетчатых элементов силовой конструкции применялся программный комплекс ANSYS 2019R1.

Ключевые слова: сетчатые конструкции, композиционные материалы, конечно-элементная модель, параметрическая оптимизация, космический аппарат, ядерная энергоустановка

Одной из основных задач космической отрасли является увеличение относительной массы полезного груза (ПГ), доставляемого космическим аппаратом (КА) на целевую орбиту около заданного космического тела. Среди методов решения задачи — применение более эффективных двигателей установок (ДУ) и снижение массы элементов КА. Вне атмосферы наибольшего импульса достигают электроракетные ДУ (ЭРДУ), однако им требуется бортовой источник электроэнергии высокой мощности [1, 2]. Во внешней области Солнечной системы самым высоким значением удельной электрической мощности [Вт(э)/кг] обладают ядерные энергетические установки (ЯЭУ) [3–5].

Таким образом, наибольшей весовой эффективности в описываемых условиях достигают КА с ЭРДУ, питающейся от бортовой ЯЭУ. Поэтому снижение массы силовой конструкции такого аппарата является актуальной задачей.

Рассмотрена композитная силовая конструкция КА с ЯЭУ. В качестве аналога выбрана силовая конструкция КА NEP KBOO, предназначенного для изучения малых космических объектов во внешней области Солнечной системы и несущего в качестве ПГ 100 кг научного оборудования [6]. В состав силовой конструкции входят секция приборно-агрегатного отсека и секции системы отведения ЯЭУ от приборно-агрегатного отсека.

Цель работы — минимизация массы элементов данной конструкции при обеспечении требуемой несущей способности за счет рационального использования композиционных материалов (КМ) с высокими удельными механическими характеристиками и применения методов параметрической оптимизации.

Секции предложено выполнить в виде композитных сетчатых элементов, состоящих из спиральных ($\pm\phi$) и кольцевых ребер, а также двух силовых шпангоутов на торцах. Изготавливать секции целесообразно методом намотки однонаправленного препрега на оправку конической или цилиндрической формы.

Для решения задачи оптимизации разработаны параметризованные механические модели композитных сетчатых элементов силовой конструкции, учитывающие анизотропию свойств КМ и слоистую структуру ребер, универсально пригодные для определения их напряженно-деформированного состояния и форм потери устойчивости. Параметризация механических моделей выполнена в среде Workbench программного комплекса ANSYS версии 2019R1.

В эксплуатационных условиях наибольшие механические нагрузки силовая конструкция КА воспринимает на активном участке траектории ракеты-носителя, поэтому система рассматривается в сложенном виде. Для определения напряженно-деформированного состояния элементов рассматриваемой силовой конструкции под действием ускорений, испытываемых конструкцией в процессе выведения, к ним приложены точечные массы, отражающие массы бортовых систем, аналогичных бортовым системам КА NEP KBOO.

В результате решения задачи оптимизации получены оптимальные наборы геометрических параметров элементов силовой конструкции. Проектная масса разработанной силовой конструкции КА с ЯЭУ оценивается в 132,0 кг, что на 219,3 кг или в 2,66 раза ниже проектной массы конструкции-аналога, выполненной в основном из алюминиевых сплавов.

Литература

- [1] Гусев Ю.Г., Пильников А.В. Роль и место электроракетных двигателей в Российской космической программе // Труды МАИ. 2012. № 60. С. 22.
- [2] Carter M., Ilin C., Olsen A et al. Using VASIMR® for the proposed Europa mission // AIAA SPACE Conference and Exposition. Vol. 1 of the AIAA Space Forum. San Diego, CA, August 4–7, 2014. Pp. 1297–1317.
- [3] Houts M., Mitchell S., Aschenbrenner K. et al. Space fission propulsion and power. 2017. Available at: <https://ntrs.nasa.gov/citations/20170011526> (accessed December 24, 2021).
- [4] Litchford R., Harada N. Multi-MW closed cycle MHD nuclear space power via nonequilibrium He/Xe working plasma. 2011. Available at: <https://ntrs.nasa.gov/citations/20110009914> (accessed December 24, 2021).
- [5] Gibson M., Oleson S., Poston D. et al. NASA's Kilopower reactor development and the path to higher power missions. 2017. Available at: <https://ntrs.nasa.gov/citations/20170002010> (accessed December 24, 2021).
- [6] Oleson S., Dankanich J., Grantier D. et al. A Kuiper Belt Object Orbiter enabled by 10 kW Kilopower electric propulsion. 2019. Available at: <https://ntrs.nasa.gov/citations/20190029259/> (accessed December 24, 2021).

Determination of Rational Parameters of the Composite Structure of a Spacecraft with a Nuclear Power Plant

Chegirinskii Yaroslav Vladimirovich

yaroslaw00@gmail.com

BMSTU

Osmonkulova Alina Daniyarovna

alina999osm@gmail.com

BMSTU

Sapronov Dmitry Vladimirovich

sapronov.dmitry@gmail.com

BMSTU

The composite structure of a spacecraft with a nuclear power plant is considered. Parameterized mechanical models of lattice elements of this structure have been developed. Models are suitable for stress-strain state and forms of buckling analysis. A significant reduction of mass of the structure consisting of parametrically optimized lattice elements, made of composite materials with high specific characteristics, is shown. ANSYS 2019R1 was used to perform parametric optimization of lattice composite elements of the considered structure.

Keywords: lattice structures, composite materials, finite element model, parametric optimization, spacecraft, nuclear power plant

References

- [1] Gusev Yu.G., Pil'nikov A.V. Rol' i mesto elektroraketnykh dvigatelei v Rossiiskoi kosmicheskoi programme [The role and place of electric rocket engines in the Russian space program]. Trudy MAI [Proceedings of MAI], 2012, no. 60, p. 22. (In Russ.).
- [2] Carter M., Ilin C., Olsen A et al. Using VASIMR® for the proposed Europa mission // AIAA SPACE Conference and Exposition. Vol. 1 of the AIAA Space Forum. San Diego, CA, August 4–7, 2014. Pp. 1297–1317.
- [3] Houts M., Mitchell S., Aschenbrenner K. et al. Space fission propulsion and power. 2017. Available at: <https://ntrs.nasa.gov/citations/20170011526> (accessed December 24, 2021).
- [4] Litchford R., Harada N. Multi-MW closed cycle MHD nuclear space power via nonequilibrium He/Xe working plasma. 2011. Available at: <https://ntrs.nasa.gov/citations/20110009914> (accessed December 24, 2021).
- [5] Gibson M., Oleson S., Poston D. et al. NASA's Kilopower reactor development and the path to higher power missions. 2017. Available at: <https://ntrs.nasa.gov/citations/20170002010> (accessed December 24, 2021).
- [6] Oleson S., Dankanich J., Grantier D. et al. A Kuiper Belt Object Orbiter enabled by 10 kW Kilopower electric propulsion. 2019. Available at: <https://ntrs.nasa.gov/citations/20190029259/> (accessed December 24, 2021).

УДК 629.8:531.395

Анализ использования привода из материала с эффектом памяти формы для раскрытия ободной конструкции

Шахвердов Артур Олегович

shah@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Зимин Владимир Николаевич

zimin@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Кисанов Юрий Алексеевич

yakis47@rambler.ru

ИСС им. М. Ф. Решетнёва

Павлов Николай Геннадьевич

pavlovngsm1@gmail.com

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Рассмотрен ободной трансформируемый рефлектор. Для раскрытия рефлектора рекомендуется заменить традиционный привод, использующий для раскрытия пружины сжатия и управление с помощью тросовой системы, на силовой привод, активные элементы которого выполнены из материала с эффектом памяти формы. Предложенная методика позволяет выбрать параметры привода. Оценена возможная выгода по массовым характеристикам.

Ключевые слова: привод, память формы, рефлекторы, раскрытие, параметры

Ободной рефлектор является одним из вариантов перспективных крупногабаритных трансформируемых конструкций [1]. В первичном варианте предполагалось что каркас рефлектора разворачивается из транспортного положения в рабочее за счёт вспомогательных спиральных пружин и пружин сжатия, которые выполняют основную работу по перемещению концов тяг. Управление раскрытием осуществляется при помощи тросовой системы сдерживания [2]. Предложено заменить пружины сжатия и тросовую систему сдерживания на силовой привод с эффектом памяти формы.

Предлагается проект методики расчета линейного привода раскрытия на примере ободного рефлектора размером 12 м. В качестве привода используется проволока из материала никелида титана. Внутри каждой из трубчатых стоек рефлектора располагается активный элемент привода. Управляющим воздействием на активный элемент является температурное поле. В условиях космического пространства единственным надёжным методом нагрева является пропускание через активный элемент электрического тока.

Нагрев может производиться либо постоянным напряжением, либо специальной схемой, учитывающей температуру активных элементов и изменение внутреннего электрического сопротивления проволоки по мере нагрева. В обоих случаях раскрытие управляемое. В первом варианте возможно управление временем раскрытием в ручном режиме методом выключение-включение без минимизации мощности потребления электропитания. Во втором случае управление производится в автоматическом режиме с минимизацией мощности электропотребления за счёт учёта температуры активного элемента.

Приведем уравнение энергетического баланса:

$$cm(T_2 - T_1) = RI^2\Delta t - \varepsilon\sigma_0ST_1^4\Delta t - Q.$$

Изменение внутренней энергии привода равно энергии поступившей от нагрева электрическим током, минус потери энергии от радиационного теплообмена и минус энергия, затраченная на фазовые превращения [3].

Расчет проводится по шагам по времени. На каждом шаге рассчитывается Q' — энергия, ушедшая на фазовое превращение за Δt :

$$Q' = k \cdot (RI^2\Delta t - \varepsilon\sigma_0ST_1^4\Delta t).$$

Величина данной энергии равна разнице тепловой энергии тока за Δt и энергии, отведенной за счет радиационного теплообмена за Δt .

Коэффициент $k(0...1)$, определяемый экспериментально, показывает какая часть энергии уходит на фазовые превращения, так как некоторая часть энергии продолжает идти на нагрев:

Затем от суммарной скрытой теплоты мартенситного превращения Q , необходимой для полного перехода привода в аустенитное состояние, на каждом шаге отнимается Q' до тех пор пока Q не станет ≤ 0 , что означает максимальное срабатывание привода.

Формула для расчета температуры в таком случае может быть представлена в следующем виде:

$$\left\{ \begin{array}{l} T_2 = \frac{RI^2\Delta t - \varepsilon\sigma_0ST_1^4\Delta t}{cm} + T_1; \quad T_2 < A_n; Q > 0; \\ T_2 = \frac{RI^2\Delta t - \varepsilon\sigma_0ST_1^4\Delta t - Q'}{cm} + T_1; \quad T_2 \geq A_n; Q > 0; \\ T_2 = \frac{RI^2\Delta t - \varepsilon\sigma_0ST_1^4\Delta t}{cm} + T_1; \quad T_2 \geq A_n; Q \leq 0. \end{array} \right.$$

До температуры начала фазовых превращений A_n температура рассчитывается обычным методом, после достижения температуры начала фазовых превращений и до тех пор, пока $Q > 0$, в формуле учитываются затраты на фазовые превращения. После того как фазовые превращения закончились ($Q \leq 0$), расчет возвращается к стандартной формуле.

Перемещение привода на каждом шаге при расходе Q' может быть рассчитано в виде:

$$h' = \frac{Q'}{Q} \beta l,$$

где β — максимальный процент срабатывания привода; l — рабочая длина привода.

Общую длину срабатывания привода h можно рассчитать по формуле

$$\begin{aligned} h &= h' \cdot n; \\ n &= \frac{Q}{Q'}. \end{aligned}$$

Здесь n — количество шагов на которых происходит фазовое превращение.

Описанная выше методика позволяет по геометрической схеме рефлектора, заданной характеристике сил сопротивления механизмов рефлектора, допустимой мощности потребления и времени раскрытия рассчитать и выбрать параметры привода: диаметр и длину проволоки, схемное решение и параметры системы электропи-

тания [4]. Оценка массовых характеристик варианта с пружинным приводом и варианта с приводом с активными элементами с эффектом памяти формы показывает преимущество последних.

Литература

- [1] Величко А.И., Кисанов Ю.А., Церихов В.И., Матросова И.В. Ободной крупногабаритный космический рефлектор // XXII Международная научно-практическая конференция, посвященная памяти генерального конструктора ракетно-космических систем академика М.Ф. Решетнёва «Решетневские чтения»: сб. мат-лов. В 2 ч. Т. 1. Красноярск: СибГУ им. М. Ф. Решетнева, 2018. С. 88–89.
- [2] Величко А.И., Кисанов Ю.А., Церихов В.И., Матросова И.В. Оптимизация механизма раскрытия ободного космического рефлектора // XXII Международная научно-практическая конференция, посвященная памяти генерального конструктора ракетно-космических систем академика М.Ф. Решетнёва «Решетневские чтения»: сб. мат-лов. В 2 ч. Т. 1. Красноярск: СибГУ им. М.Ф. Решетнева, 2019. С. 87–88.
- [3] Барвинок В.А., Богданович В.И., Грошев А.А., Плотников А.Н., Ломовской О.В. Методика проектирования силовых приводов из материала с эффектом памяти формы для ракетно-космической техники // Известия Самарского научного центра Российской академии наук. 2013. Т. 15. № 6. С. 272–277.
- [4] Зимин В.Н., Кувыркин Г.Н., Зарубин В.С., Шахвердов А.О. Разработка математической модели силового привода для трансформируемых космических конструкций // XXIV Международная международная научно-практическая конференция, посвященная памяти генерального конструктора ракетно-космических систем академика М.Ф. Решетнёва «Решетневские чтения»: сб. мат-лов. В 2 ч. Т. 1. Красноярск: СибГУ им. М. Ф. Решетнева, 2020. С. 76–77.

Analysis of the Use of an Actuator Made of a Material with a Shape Memory Effect for Opening the Rim Structure

Shakhverdov Artur Olegovich

shah@bmstu.ru

BMSTU

Zimin Vladimir Nikolaevich

zimin@bmstu.ru

BMSTU

Kisanov Yury Alekseevich

yakis47@rambler.ru

Information Satellite Systems named after M.F. Reshetnev

Pavlov Nikolai Gennadievich

pavlovngsm1@gmail.com

BMSTU

The rim transformable reflector is considered. To open the reflector, it is recommended to replace the traditional drive, which uses compression springs and control using a cable system to open, with a power drive, the active elements of which are made of a material with a shape memory effect. The proposed method allows you to select the drive parameters. The possible benefit is estimated by mass characteristics.

Keywords: actuator, shape memory, reflector, opening, parameters

References

- [1] Velichko A.I., Kisanov Yu.A., Tserikhov V.I., Matrosova I.V. Obodnoy krupnogabaritnyy kosmicheskiy reflektor [Obodnoy large-sized space reflector]. Proceedings of the XXII International scientific

- and practical conference dedicated to the memory of the general designer of rocket and space systems Academician M.F. Reshetnev "Reshetnev readings". In 2 vol. Vol. 1. Krasnoyarsk, SibGU named after M.F. Reshetnev, 2018, pp. 88–89. (in Russ.).
- [2] Velichko A.I., Kisanov Yu.A., Tserikhov V.I., Matrosova I.V. Optimizatsiya mekhanizma raskrytiya obodnogo kosmicheskogo reflektora [Optimization of the opening mechanism of the rim space reflector]. Proceedings of the XXII International Scientific and Practical conference dedicated to the memory of the general designer of rocket and space systems Academician M.F. Reshetnev "Reshetnev readings". In 2 vol. Vol. 1. Krasnoyarsk, SibGU named after M.F. Reshetnev, 2019, pp. 87–88. (in Russ.).
- [3] Barvinok V.A., Bogdanovich V.I., Groshev A.A., Plotnikov A.N., Lomovskoy O.V. Metodika proektirovaniya silovykh privodov iz materiala s efektom pamyati formy dlya raketno-kosmicheskoy tekhniki [Methods of designing power drives from a material with a shape memory effect for rocket and space technology]. Izvestiya Samarskogo nauchnogo tsentra Rossiyskoy akademii nauk [Izvestiya Samara Scientific Center of the Russian Academy of Sciences], 2013, vol. 15, no. 6, pp. 272–277. (in Russ.).
- [4] Zimin V.N., Kuvyrkin G.N., Zarubin V.S., Shakhverdov A.O. Razrabotka matematicheskoy modeli silovogo privoda dlya transformiruemykh kosmicheskikh konstruksiy [Development of a mathematical model of a power drive for transformable space structures]. Proceedings of the XXIV International International Scientific and Practical conference dedicated to the memory of the general designer of rocket and space systems Academician M.F. Reshetnev "Reshetnev readings". In 2 vol. Vol. 1. Krasnoyarsk, SibGU named after M.F. Reshetnev, 2020, pp. 76–77. (in Russ.).

УДК 629.7.018

Разработка и изготовление стендов для проведения испытаний по определению и обеспечению характеристик продольной и поперечной устойчивости беспилотного летательного аппарата многороторной схемы

Эспиноса Барсенас Оскар Улиссес oscar.espinosa.barcenas@gmail.com
Самарский университет

Представлен процесс проектирования испытательного стенда для разработки и настройки системы обеспечения устойчивости беспилотного летательного аппарата мультироторных схем в каналах тангажа и крена. Обсуждаются конструктивные особенности стенда. Сделан вывод, что настроенная система позволила не только вывести подвижную платформу стенда, моделирующую конструкцию беспилотного летательного аппарата в горизонтальное положение, но и возвращать ее в горизонтальное положение даже после воздействия на нее внешних искусственных возмущений.

Ключевые слова: беспилотный летательный аппарат мультироторного типа, устойчивость, испытательный стенд, карданная подвеска, испытания

В настоящее время применение беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) распространилось во многих областях человеческой деятельности. Например, БПЛА используются для картографирования и разведки полезных ископаемых, мониторинга локальных лесных возгораний и проведения поисково-спасательных операций, транспортировки и доставки грузов и прочего. Одной из актуальных задач при создании БПЛА мультироторного типа является обеспечение устойчивости и хорошей управляемости в различных каналах в условиях воздействия внешних возмущений

путем создания специальных автоматических систем. В то же время создание и настройка такой системы, включая разработку программного обеспечения для нее, является достаточно трудоемкой и ответственной задачей. С целью предотвращения возможного вывода БПЛА на нерасчетные режимы полета вследствие ошибок настройки автоматической системы обеспечения устойчивости необходимо использовать специальные испытательные стенды [1–4]. Они позволяют на этапе разработки и настройки систем обеспечения устойчивости вводить физические ограничения на угловое положение, угловые скорости и другие параметры БПЛА, сохраняя возможность при этом точно моделировать реальные полетные условия.

Цель работы — разработка и изготовление испытательного стенда для настройки системы обеспечения продольной и поперечной устойчивости БПЛА многороторного типа.

Разработанный стенд представляет собой платформу рамного типа, имитирующую собой конструкцию БПЛА мультироторной схемы, которая навешана на карданную подвеску, обеспечивающую угловую подвижность платформе в плоскостях YZ и XZ в диапазоне углов $\pm 45^\circ$. Рама платформы имеет четыре консольных балки с установленными электродвигателями на их концах. Управляя режимами работы двигателей можно добиться горизонтального положения платформы, что будет означать для БПЛА обеспечение искусственной устойчивости в каналах тангажа и крена. Конструктивно карданный подвес представляет собой совокупность двух осей вращения: одна ось оперта по краям на подшипники, закрепленные на подвижной платформе стенда, и соединена в своей центральной части с другой, перпендикулярно пересекающей осью, которая в свою очередь оперта концами на подшипники, установленные на неподвижном основании стенда. Определение пространственного положения подвижной платформы стенда, моделирующей корпус БПЛА, обеспечивает датчик положения, установленный на ней и функционирующий на основе гироскопического эффекта. Данные с датчика положения обрабатываются микроконтроллером, который на основе данных о положении формирует управляющий сигнал обратной связи на органы управления — двигатели силовой установки. В основе алгоритма формирования сигнала находится пропорциональный интегрирующе-дифференцирующий регулятор [2].

Разработанный испытательный стенд позволил осуществить настройку системы обеспечения устойчивости БПЛА мультироторной схемы в каналах тангажа и крена. В процессе настройки этой системы подвижная платформа стенда значительное количество раз упиралась в ограничительные средства стенда, которые не позволили выйти испытательной установке на нерасчетные углы и предотвратили разрушение конструкции стенда и потерю работоспособности электронного оборудования и элементов силовой установки. Настроенная система позволила не только вывести подвижную платформу стенда, моделирующую конструкцию БПЛА, в горизонтальное положение, но и возвращать ее в горизонтальное положение даже после воздействия на нее внешних искусственных возмущений.

Литература

- [1] Tamayo D.A. Diseño y construcción de un banco de pruebas para el diseño de productos multirrotadores: master's thesis. 2013. 12 p.
- [2] Jatsun S., Emelyanova O, Martinez A.S. Design of an Experimental Test Bench for a UAV Type Convertiplane // IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. 2020. Vol. 714. Pp. 1–5. DOI: 1088/1757-899X/714/1/012009

- [3] Salazar-Cruz S., Kendoul F., Lozano R. Real-Time Stabilization of a Small Three-Rotor Aircraft // IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems Conference. 2008. Vol. 2. Pp. 783–94. DOI: 10.1109/TAES.2008.4560220
- [4] Lotufo M.A. UAV quadrotor attitude control: An ADRC-EMC combined approach // Control Engineering Practice. 2019. Vol. 84. Pp. 13–22. DOI: 10.1016/j.conengprac.2018.11.002

Design and Construction of a Bench Test for the Longitudinal and Transversal Control Stability of Multirotor Unmanned Aerial Vehicle

Espinosa Barcenas Oscar Ulises

oscar.espinosa.barcenas@gmail.com

Samara University

The process of designing a test bench for the development and configuration of a system for ensuring the stability of an unmanned aerial vehicle of multirotor circuits in pitch and roll channels is presented. The design features of the stand are discussed. It is concluded that the configured system made it possible not only to bring the mobile platform of the stand modeling the design of an unmanned aerial vehicle to a horizontal position, but also to return it to a horizontal position even after exposure to external artificial disturbances.

Keywords: *unmanned aerial vehicle of multirotor, type, stability, test stand, gimbal suspension, tests*

References

- [1] Tamayo D.A. Design and construction of a test bench for the design of multirotor products: master's thesis. 2013. 12 p.
- [2] Jatsun S., Emelyanova O, Martinez A.S. Design of an Experimental Test Bench for a UAV Type Convertiplane. IOP Conference Series: Materials Science and Engineering, 2020, vol. 714, pp. 1–5. DOI: 1088/1757-899X/714/1/012009
- [3] Salazar-Cruz S., Kendoul F., Lozano R. Real-Time Stabilization of a Small Three-Rotor Aircraft // IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems Conference, 2008, vol. 2, pp. 783–94. DOI: 10.1109/TAES.2008.4560220
- [4] Lotufo M.A. UAV quadrotor attitude control: An ADRC-EMC combined approach. Control Engineering Practice, 2019, vol. 84, pp. 13–22. DOI: 10.1016/j.conengprac.2018.11.002

УДК 621.38

Разработка системы сбора полетных данных беспилотного летательного аппарата

Эспиноса Барсенас Оскар Улиес

oscar.espinosa.barcenas@gmail.com

Самарский университет

Представлена разработка системы сбора полетных параметров для беспилотного летательного аппарата самолетного типа. Беспилотный летательный аппарат изготовлен и запрограммирован с нуля. Система состоит из микроконтроллера, модуля microSD ряда датчиков для измерения основных параметров полета. Проведены испытания системы в реальном полете. Сделан вывод, что получена система, позволяющая опреде-

лать основные летные параметры беспилотного летательного аппарата, производить их обработку и выполнять запись на внешний носитель.

Ключевые слова: беспилотные летательные аппараты, микроконтроллер, датчики, летные испытания, система сбора полетных данных

С течением времени разрабатываются новые технологии, которые отрывают перед человеком новые возможности и облегчают его хозяйственную деятельность. К таким технологиям можно отнести и беспилотные системы в авиации. На сегодняшний день существуют беспилотные летательные аппараты (БПЛА) самого разного назначения, включая миссии по поиску и спасению, наблюдению, проведению мероприятий, направленных на сбор геологических данных и многое другое [1–3]. Одним из интересных примеров является задача доставки беспилотного вертолета Ingenuity на Марс для исследования его поверхности в рамках программы Mars 2020. Как для самого летательного аппарата (ЛА), так и для средства его доставки на другую планету необходима разработка сложной системы автоматического управления, надежная и точная работа которой может быть обеспечена хорошей системой сбора и обработки полетных параметров. Собранные данные обрабатываются закрытой системой управления (полетным контроллером), вычисляющей управляющие сигналы обратной связи для исполнительных приводов органов управления ЛА [1, 4].

Цель работы — создать систему определения полетных параметров БПЛА во время полета, необходимых для формирования сигналов обратной связи на управляющие поверхности ЛА, а также определения аэродинамических характеристик БПЛА в реальном времени для расчета оптимальных режимов полета в каждый момент времени в зависимости от полетной ситуации. К полетным параметрам, подлежащим определению в каждый момент времени, относятся: скорость и высота полета, угловое пространственное и географическое положения ЛА, величина перегрузки, величина потребляемой силовой установкой мощности, углы отклонения рулевых поверхностей.

За определение каждого из перечисленных параметров отвечает соответствующий датчик. Сбор, обработка показаний датчиков, а также их запись на внешний носитель информации microSD для их послеполетного анализа выполняется микроконтроллером ARM-Cortex M7 (32-bit ARM; 64 KB Flash), установленным на плате STM32F103C8. Программное обеспечение микроконтроллера функционирует на языке C.

Особое внимание было уделено работе датчика пространственного положения: была разработана программа пересчета данных углового пространственного положения БПЛА из кватернионов в углы Эйлера с целью предотвращения эффекта «складывания рамок» в случае прямого получения данных с датчика по умолчанию в углах Эйлера [1].

В результате работы получена система, позволяющая определять основные летные параметры БПЛА, производить их обработку и выполнять запись на внешний носитель. Выполнены летные испытания системы, в течение которых были получены перегрузка, угловое пространственное положение БПЛА, высота полета и скороподъемность. БПЛА, на котором выполнялись летные испытания, является самолетного типа малой размерности нормальной аэродинамической схемы с одним электрическим двигателем. Проведено экспериментальное определение зависимости тяги воздушного винта в зависимости от потребляемой двигателем мощности и величины набегающего в аэродинамической трубе.

Дальнейшие работы по совершенствованию системы заключаются во внедрении фильтров в алгоритмы обработки получаемых с датчиков, данных с целью уменьшения погрешностей и ошибок измерения, а также в повышении быстродействия системы.

Литература

- [1] Randal W.B., Timothy W.M. Small unmanned aircraft theory and practice. Princeton university press, 2012. 317 p.
- [2] Adepoju O. Drone/Unmanned Aerial Vehicles (UAVs) Technology // Springer Tracts in Civil Engineering. 2022. Pp. 65–89. DOI: 10.1007/978-3-030-85973-2_4
- [3] Alroobaea R. Building a Conceptual Model for the Acceptance of Drones in Saudi Arabia // Lecture Notes in Networks and Systems. 2022. Vol. 236. Pp. 701–710. DOI: 10.1007/978-981-16-2380-6_61
- [4] McDade T.M. Advances in flight data acquisition and management systems // 17th DASC. AIAA/IEEE/SAE. Digital Avionics Systems Conference. Proceedings. 1998. Vol. 2. Pp. F12/1-F12/8. DOI: 10.1109/DASC.1998.739810

Development of an Unmanned Aerial Vehicle's Flight Data Acquisition System

Espinosa Barcenas Oscar Ulises

oscar.espinosa.barcenas@gmail.com

Samara University

The development of a system for collecting parameters for an unmanned aerial vehicle of an aircraft type is presented. The unmanned aerial vehicle was manufactured and programmed from scratch. The system consists of a microcontroller, a microSD module, a number of sensors for measuring the position. The system was tested in real flight. As a result of the work, the system allows determining the main flight parameters of the unmanned aerial vehicle, processing them and recording them on an external memory.

Keywords: *unmanned aerial vehicle, microcontroller, flight data acquisition system, sensor, flight tests*

References

- [1] Randal W.B., Timothy W.M. Small unmanned aircraft theory and practice. Princeton university press, 2012, 317 p.
- [2] Adepoju O. Drone/Unmanned Aerial Vehicles (UAVs) Technology. Springer Tracts in Civil Engineering, 2022, pp. 65–89. DOI: 10.1007/978-3-030-85973-2_4
- [3] Alroobaea R. Building a Conceptual Model for the Acceptance of Drones in Saudi Arabia. Lecture Notes in Networks and Systems, 2022, vol. 236, pp. 701–710. DOI: 10.1007/978-981-16-2380-6_61
- [4] McDade T.M. Advances in flight data acquisition and management systems. 17th DASC. AIAA/IEEE/SAE. Digital Avionics Systems Conference. Proceedings, 1998, vol. 2, pp. F12/1-F12/8. DOI: 10.1109/DASC.1998.739810

УДК 629.735.3

Разработка и аппроксимация нового подхода к расчету комбинированных изделий

Юденков Вениамин Эдуардович

qwerty20609@gmail.com

БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова

Левитков Владимир Константинович

vovalebit@gmail.com

БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова

Балакшина Дарья Вячеславовна

DashaBal0506@mail.ru

БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова

Рассмотрен вопрос о применимости оригинальной методики инженерного прочностного анализа консоли крыла беспилотного летательного аппарата, выполненной из экструзионного пенополистирола с оболочкой из композиционного материала. Определены эффективные характеристики используемых материалов, проведен прочностной анализ по двум методикам. На основе полученных результатов, сделан вывод о возможности применения предлагаемой методики при разработке беспилотных летательных аппаратов на стадии эскизного проектирования.

Ключевые слова: беспилотный летательный аппарат, расчет на прочность, экструзионный пенополистирол, композитный материал

При проектировании беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) существует проблема, связанная с малым количеством достоверной информации о прочностных характеристиках конструкций, изготовленных по различным технологиям, а именно: классическим методом, где набор продольных и поперечных силовых элементов покрывается упругой оболочкой (например, лавсановой пленкой), и более современным методом, в котором посредством механической обработки из вспененных пластмасс изготавливается заготовка, которая затем покрывается композитной оболочкой.

Оба метода изготовления являются достаточно распространенными, однако последний является более технологичным и позволяет в большей степени автоматизировать процесс изготовления и улучшить повторяемость изделий при массовом производстве. Однако, достоверную информацию о прочностных характеристиках материалов [1] и изделий зачастую достаточно сложно получить, из чего следует необходимость разработки оригинальной методики прочностного анализа изделий, которую можно было бы использовать при разработке БПЛА [2].

Так как встроенные в современных САД-системах инструменты построения [3] не в достаточной мере позволяют отразить во всей полноте геометрические особенности БПЛА, выполненного из экструзионного пенополистирола (ЭППС) [4] покрытого тонкой композитной оболочкой, было предложено выполнить его в виде цельного тела из условного материала со следующими эффективными характеристиками:

- модуль упругости 3000 МПа;
- коэффициент Пуассона 0,29;
- модуль сдвига 300 МПа;
- массовая плотность 160 кг/м³;
- предел текучести 20 МПа.

Их выбор обоснован требованиями к материалу, а именно: низкая плотность, прочность, жесткость, упругость.

Использование такого допущения требует достаточного обоснования его применимости, соответственно, на примере детали с наиболее простой геометрией, а именно — консоли крыла, был произведен её прочностной анализ в двух исполнениях: в виде цельной детали и в виде тела из ЭППС с оболочкой из углепластика.

В связи с особенностями прочностного анализа ортотропных материалов, к которым относятся рассматриваемые композиты, был произведен анализ имеющихся данных об их прочностных характеристиках и выбран усредненный вариант свойств материала.

Характеристики рассматриваемого композита:

- модуль упругости $1,4 \cdot 10^5$ МПа;
- коэффициент Пуассона 0,35;
- модуль сдвига 8000 МПа;
- массовая плотность 1500 кг/м³;
- предел текучести 1700 МПа.

Характеристики рассматриваемого ЭППС:

- модуль упругости 2000 МПа;
- коэффициент Пуассона 0,3;
- модуль сдвига 10,2 МПа;
- массовая плотность 42 кг/м³;
- предел текучести 19,9 МПа.

Была произведена серия расчетов консоли крыла в обоих исполнениях на различных режимах полета БПЛА, при этом среднее отклонение результатов составило менее 5 %, что позволяет считать полученные данные коррелирующимися между собой.

По результатам проведенной работы можно сделать вывод, что предложенная методика прочностного анализа изделий, выполненных из нескольких материалов со свойствами, дополняющими друг друга, применима для дальнейшего использования при проектировании разрабатываемого БПЛА.

Литература

- [1] Феодосьев В.И. Сопротивление материалов. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 1999. 592 с.
- [2] Юденков В.Э., Лебитков В.К., Балакшина Д.В. Разработка измерительного комплекса основных параметров беспилотного летательного аппарата // Аэрокосмическая декада 2021: сб. тр. XIV Всерос. науч.-техн. студ. школы-семинара. Алушта, 26 сентября — 2 апреля 2021 г. Симферополь: ООО «Издательство "Типография «Ариал»», 2021. С. 201–204.
- [3] Алямовский А.А. SolidWorks Simulation. Как решать практические задачи. СПб.: БХВ-Петербург, 2012. 448 с.
- [4] Романенков И.Г., Панферов К.В., Артюшина А.А. и др. Пособие по физико-механическим характеристикам строительных пенопластов и сотовых. М.: Стройиздат, 1977. 79 с.

Development and Approximation of a New Approach to the Calculation of Combined Products

Yudakov Veniamin Eduardovich

qwerty20609@gmail.com

BSTU "VOENMEH" named after D.F. Ustinov

Lebitkov Vladimir Konstantinovich

vovalebit@gmail.com

BSTU "VOENMEH" named after D.F. Ustinov

Balakshina Daria Vyacheslavovna

DashaBal0506@mail.ru

BSTU "VOENMEH" named after D.F. Ustinov

The question of the applicability of the original technique of engineering strength analysis of the wing console of an unmanned aerial vehicle (UAV) made of extruded polystyrene foam with a composite material shell is considered. The effective characteristics of the materials used were determined, and a strength analysis was carried out using two methods. Based on the results obtained, it was concluded that the proposed methodology can be applied in the development of UAVs at the stage of preliminary design.

Keywords: *unmanned aerial vehicle, strength calculation, extruded polystyrene foam, composite material*

References

- [1] Feodos'ev V.I. Soprotivlenie materialov [Resistance of materials]. Moscow, BMSTU Press, 1999, 592 p. (In Russ.).
- [2] Yudakov V.E., Lebitkov V.K., Balakshina D.V. Razrabotka izmeritel'nogo kompleksa osnovnykh parametrov bespilotnogo letatel'nogo apparata [Development of a measuring complex of basic parameters of an unmanned aerial vehicle]. Aerokosmicheskaya dekada 2021 [Aerospace decade 2021]: sat. tr. XIV All-Russian Scientific-Technical student. schools-seminars. Alushta, September 26 — April 2, 2021. Simferopol': OOO «Izdatel'stvo "Tipografiya «Arial»» Publ., 2021, pp. 201–204. (In Russ.).
- [3] Alyamovskii A.A. SolidWorks Simulation. Kak reshat' prakticheskie zadachi [SolidWorks Simulation. How to solve practical problems]. St. Petersburg, BKhV-Peterburg Publ., 2012, 448 p. (In Russ.).
- [4] Romanenkov I.G., Panferov K.V., Artyushina A.A. i dr. Posobie po fiziko-mekhanicheskim kharakteristikam stroitel'nykh penoplastov i sotoplastov [Manual on physical and mechanical characteristics of building foams and honeycombs]. Moscow, Stroizdat Publ., 1977, 79 p. (In Russ.).

УДК 629.782

Оптимальное проектирование обшивки фюзеляжа многоразового космического аппарата туристического класса

Ющенко Иван Русланович

ivanyushchenko@gmail.com

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Киселев Георгий Владимирович

facespawnteam@gmail.com

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Уривин Константин Валерьевич

uriwin.c@yandex.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Агеева Татьяна Геннадьевна

tageeva888@gmail.com

МГТУ им. Н.Э. Баумана

При проектировании современных многоразовых космических аппаратов туристического класса (МКА ТК) необходимо искать и использовать новые технические решения. Для фюзеляжа МКА ТК «Одуванчик» предлагается использование композиционного материала с наполнителем из стеклянных и углеродных волокон. В результате оптимизации по массе, прогибу и стоимости получены варианты композитных структур фюзеляжа с характеристиками, наилучшим образом удовлетворяющих конструкции.

Ключевые слова: многоразовый космический аппарат, суборбитальный полёт, космический туризм, оптимизация конструкции

Одной из перспективных отраслей применения ракетно-космической техники является космический туризм, включающий в себя суборбитальные полеты [1]. В настоящий момент, рынок космического туризма оценивается на 3 миллиарда долларов в год [2], а в будущем способен разрастись еще больше за счет использования суборбитальных полётов для доставки пассажиров по всему свету [3]. В связи с этим, актуальной становится задача проектирования многоразовых космических аппаратов туристического класса (МКА ТК), одними из важнейших требований к которым являются задача обеспечить комфортность полёта с максимальной энергоэффективностью. МГТУ им. Баумана в течение нескольких лет разрабатывает проект МКА ТК «Одуванчик», предполагающий самолётную схему аппарата, позволяющую обеспечить значения перегрузок для пассажиров не более 3g, а использование композиционных материалов в конструкции позволяет значительно улучшить массово-габаритные характеристики [4].

При разработке «Одуванчика» требуется искать новые технические решения, нежели при разработке «Бурана», поскольку ввиду меньших габаритных размеров «Одуванчик испытывает большие нагрузки [5, 6].

Целью работы является оптимизация обшивки фюзеляжа МКА ТК «Одуванчик» по следующим критериям: массе фюзеляжа, жесткости конструкции и стоимости материалов итогового изделия.

В данной работе рассмотрены следующие исходные данные:

Конструкция и действующие на нее нагрузки воспроизведены из статьи [7], но изменены некоторые параметры;

Конструкция фюзеляжа состоит из трехслойного материала: 6 слоев ПКМ, соевый наполнитель, 6 слоев ПКМ;

Параметры оптимизации: углы ПКМ (-45° , 0° , 45° , 90°) и материал: углепластик или стеклопластик;

Для выбора наиболее оптимального варианта по данным критериям используется следующая формула:

$$G_n = M_n/M_{ref} + J_n/J_{ref} + P_n/P_{ref},$$

где M_n , J_n , P_n — масса, прогиб и стоимость материалов n -го варианта обшивки фюзеляжа. M_{ref} , J_{ref} , P_{ref} — масса, прогиб и стоимость материалов эталонных обшивок. За M_{ref} взята масса обшивки целиком из стеклопластика, за J_{ref} — прогиб обшивки из стеклопластика со всеми слоями под 0° , за P_{ref} — стоимость материала обшивки только из углепластика.

Для решения задачи оптимизации был использован пакет программ ANSYS Workbench с включением следующих модулей: ACP (Pre), Fluent, Static Structural, Direct Optimization.

Нагрузки, действующие на фюзеляж аппарата, были найдены при следующих исходных условиях: угол атаки $\alpha = 35^\circ$, высота полета 51 км, скорость полета 1450 м/с. В результате расчета получены распределения температур, давлений и плотностей набегающего потока. Эти данные использовались для определения прогиба фюзеляжа и для решения задачи оптимизации.

В результате решения задачи оптимизации алгоритм просчитал 1482 различных варианта обшивок. По итогам данного решения установлена следующий оптимальный пакет композитного материала для данной конструкции:

$$[\text{УП } 90^\circ, \text{УП } 90^\circ, \text{СП } -45^\circ, \text{СП } 45^\circ, \text{СП } -45^\circ, \text{СП } -45^\circ, \text{СЗ}, \\ \text{СП } -45^\circ, \text{СП } -45^\circ, \text{СП } 45^\circ, \text{СП } -45^\circ, \text{УП } 90^\circ, \text{УП } 90^\circ],$$

где УП — углепластик; СП — стеклопластик; СЗ — сотовый наполнитель; -45° , 45° , 90° — угол армирования, высчитанный от поперечной оси аппарата.

Кроме того, в ходе данного расчета найдены еще три конфигурации материала с достаточно близкими значениями к оптимальной ($\sim 1,5\%$ разницы). Существенными отличиями данных конфигураций является другое расположение слоев и замена двух слоев углепластика на стеклопластик. Данные конфигурации позволяют уменьшить стоимость конструкции на 37 % за счет увеличения массы на 7 %. Прогиб же при этом меняется незначительно.

В дальнейшем оптимальная конфигурация фюзеляжа будет использована для проведения теплового расчета фюзеляжа при различных режимах полета. Также после проведения данного расчета возможна дальнейшее разбиение фюзеляжа на различные зоны и дополнительная усовершенствование конструкции: изменение количества слоёв, толщины, использование различной конфигурации материалов в разных зонах, таких как кромки крыльев, нос корабля, днище и так далее. Кроме того, из-за использования полиармированного композиционного материала есть вероятность возникновения дополнительных напряжений из-за разности коэффициентов линейного теплового расширения материалов. При возникновении данной ситуации возможно использование альтернативных конфигураций, слегка менее оптимальных, но способных за счет иной структуры снизить этот эффект.

Литература

- [1] Seedhouse E. *Tourists in Space: A Practical Guide*. Springer Praxis Books, Springer, 2014. 300 p. DOI: 10.1007/978-3-319-05038-6

- [2] Longer Term Investments. Space. UBS. 2018. Available at: <https://www.ubs.com/content/dam/WealthManagementAmericas/documents/space-p.pdf> (accessed November 10, 2021).
- [3] SpaceX's plan to fly you across the 30 minutes. Available at: https://www.ted.com/talks/gwynne_shotwell_spacex_s_plan_to_fly_you_across_the_globe_in_30_minutes/transcript (accessed November 10, 2021).
- [4] Агеева Т.Г. Разработка методики проектирования теплонагруженных элементов конструкций крыльев суборбитальных многоразовых космических аппаратов. Дис. ... канд. техн. наук. М., 2017. 183 с.
- [5] Гофин М.Я. Жаростойкие и теплозащитные конструкции многоразовых аэрокосмических аппаратов. М.: Мир, 2003. 671 с.
- [6] Turner M.J.L. Rocket and Spacecraft Propulsion. Principles, Practice and New Developments. Springer Praxis Books, Springer, 2009. 414 p. DOI: 10.1007/978-3-540-69203-4
- [7] Ющенко И.Р., Соколов Г.С. Моделирование аэродинамических характеристик многоразового космического аппарата туристического класса с улучшенным аэродинамическим качеством // Перспектива – 2021: матер. междунар. науч. конф.: в 5 т. Эльбрус, 23-30 апреля 2021 г. Нальчик, 2021. Т. 4. С. 202–206.

Optimal Design of the Fuselage of Suborbital Reusable Spacecraft

Iuschenko Ivan Ruslanovich

ivanyushchenko@gmail.com

BMSTU

Kiselev Georgiy Vladimirovich

facespawnteam@gmail.com

BMSTU

Uryvin Konstantin Valerevich

uriwin.c@yandex.ru

BMSTU

Ageeva Tatiayna Gennadievna

tageeva888@gmail.com

BMSTU

The process of designing modern reusable suborbital spacecraft for tourist purposes requires the use of new technical solutions. Hybrid carbon and glass composite materials are proposed in the construction of suborbital spacecraft "Dandelion". Optimization for weight, deflection and cost that was conducted gave reasonably precise results which can be used to pick the most suitable configuration of materials.

Keywords: *suborbital flight, space tourism, composite material, carbon fiber, glass fiber*

References

- [1] Seedhouse E. Tourists in Space: A Practical Guide. Springer Praxis Books, Springer, 2014, 300 p. DOI: 10.1007/978-3-319-05038-6
- [2] Longer Term Investments. Space. UBS. 2018. Available at: <https://www.ubs.com/content/dam/WealthManagementAmericas/documents/space-p.pdf> (accessed November 10, 2021).
- [3] SpaceX's plan to fly you across the 30 minutes. Available at: https://www.ted.com/talks/gwynne_shotwell_spacex_s_plan_to_fly_you_across_the_globe_in_30_minutes/transcript (accessed November 10, 2021).
- [4] Ageeva T.G. Razrabotka metodiki proektirovaniya teplonagruzhennykh elementov konstruktсии kryl'ev suborbital'nykh mnogorazovykh kosmicheskikh apparatov [Development of a methodology for designing heat-loaded structural elements of wings of suborbital reusable spacecraft]. Dis. ... Candidate of Technical Sciences. Moscow, 2017, 183 p. (In Russ.).

- [5] Gofin M.Ya. Zharostoikie i teplozashchitnye konstruksii mnogorazovykh aerokosmicheskikh apparatov [Heat-resistant and heat-protective structures of reusable aerospace vehicles]. Moscow, Mir Publ., 2003, 671 p. (In Russ.).
- [6] Turner M.J.L. Rocket and Spacecraft Propulsion. Principles, Practice and New Developments. Springer Praxis Books, Springer, 2009, 414 p. DOI: 10.1007/978-3-540-69203-4
- [7] Yushchenko I.R., Sokolov G.S. Modelirovanie aerodinamicheskikh kharakteristik mnogorazovogo kosmicheskogo apparata turisticheskogo klassa s uluchshennym aerodinamicheskim kachestvom [Modeling of aerodynamic characteristics of a reusable tourist-class spacecraft with improved aerodynamic quality]. Perspektiva – 2021 [Perspektiva – 2021]: mater. international scientific conference: in 5 vols. Elbrus, April 23–30, 2021. Nal'chik, 2021, vol. 4, pp. 202–206. (In Russ.).

УДК 551.507.362.2

Космическая группировка спутников Finder для нахождения людей, отслеживания ценных объектов и безопасности

Янгалин Герман Русланович

babasik5@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Поклад Максим Николаевич

v.e.zorina@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Лобов Сергей Александрович

LobovSergey070903@yandex.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

В настоящее время несмотря на удешевление и массовое распространение различных устройств с системой GPS, ГЛОНАСС, по-прежнему наблюдаются случаи дезориентации людей на обширных незаселенных площадях. Их поиск — дорогостоящая и, к сожалению, не всегда успешная операция. В то же время наблюдаются случаи пропажи крупногабаритных технических объектов из-за пиратства, несчастных случаев или преднамеренных действий лиц, ими управляющих. Для решения указанных проблем предлагается создать космическую специализированную группировку спутников наблюдения Finder. С помощью нее можно сканировать заданные зоны в инфракрасном диапазоне или искать цветовые аномалии и давать целеуказания поисковым группам или дронам в потенциальном месте нахождения пропавшего человека.

Ключевые слова: поиск ценных объектов, космос, охрана объектов, спутник для безопасности, космический спутник, поиск людей, группа спутников

В мире постоянно существует серия задач поиска и мониторинга:

поиск людей — в настоящее время, несмотря на, удешевление и массовое распространение портативных устройств с навигационными системами GPS, ГЛОНАСС, по-прежнему наблюдаются случаи дезориентации людей на обширных незаселенных площадях. Их поиск — дорогостоящая и, к сожалению, не всегда успешная операция;

- поиск автомобилей — по статистике, сейчас в год в РФ угоняют около 20 тыс. автомобилей [1];

- поиск крупногабаритных технических объектов — возникают эпизодические, но связанные со значительным материальным ущербом и риском для человеческих жизней случаи пропажи авиационных и морских судов [2] из-за пиратства, несчастных случаев или преднамеренных действий лиц ими управляющих [3]. В некоторых

случаях, таких как кораблекрушение или авиационное происшествие над океаном, поисковые мероприятия необходимо организовать и выполнить в кратчайшие сроки.

Сложность указанных задач повышается из-за отсутствия или недостаточного контроля перемещения людей и технических объектов, а также из-за отсутствия постоянного мониторинга незаселенных территорий.

Для решения указанных задач предлагается создать космическую специализированную группировку спутников наблюдения Finder и с ее помощью сканировать заданные зоны Земли различными методами [4], а также хранить результаты наблюдений за разумный срок. Для проактивного анализа наблюдений требуется разработка специализированного программного обеспечения.

Результатом анализа может быть заключение о кораблекрушении или падении самолета с указанием координат катастрофы даже без получения сигнала SOS, а отклонение от согласованного курса сигнализирует о захвате корабля. Мониторинг малонаселенных территорий и обнаружения людей на них, в случае поступления запроса о пропаже человека позволит оперативно выявить место его нахождения и направить к нему поисковый отряд или группу беспилотных летательных аппаратов для уточнения результатов поиска, снабжения потерявшегося человека средствами связи, продовольствием и инструкциями по спасению. Крупные и ценные мобильные технические объекты ввиду их ограниченности можно отслеживать непрерывно, а благодаря их размерам Finder может их идентифицировать не только с помощью портовых служб, но и полностью самостоятельно в автоматическом режиме.

Постоянный мониторинг территорий и проактивный анализ полученных данных позволит качественно улучшить локализацию и повысить оперативность выполнения поисково-спасательных мероприятий и способствовать спасению жизней.

В связи с возрастающими возможностями мониторинга, возможно, дополнительного правового регулирования потребуют вопросы баланса права на жизнь и права на неприкосновенность частной жизни. Одним из вариантов исключения злонамеренной слежки за людьми — ограничение зоны наблюдения исключительно малонаселенными районами: водные территории (озера, реки, моря), дикие леса, степи и горы; все территории вне населенных пунктов; указанные конкретные зоны вероятного нахождения потерянного человека.

Из-за сложности уникальной идентификации автомобиля спутниковыми средствами, для поиска похищенного автотранспорта, Finder может быть полезен на территориях с исключительно низким транспортным потоком.

Значительная стоимость космической группировки спутников может компенсироваться не только спасенными жизнями. Владельцы морских судов и самолётов заинтересованы в альтернативном способе мониторинга передвижений их технических объектов [5], так как штатные средства мониторинга, информирующие о своих координатах, могут быть, злонамеренно отключены, выйти из строя или быть разрушены вместе с объектом. Поэтому финансирование космической спутниковой группировки будет в интересах международных ассоциаций [6].

Для снижения стоимости поисково-спасательной функции космическая группировка спутников Finder должна решать более одной задачи, т. е. параллельно заниматься картографией, вести зондирование земли, производить мониторинг пожаров и выполнять метеорологические наблюдения. Можно говорить и об обратном подходе — существующие спутники, при наличии у них соответствующих средств наблюдения, можно интегрировать в единую информационную систему для решения указанных задач поиска и мониторинга. Создание космической группировки спутников

Finder может стать международным проектом. Все указанные результаты Finder можно получить уже на данном этапе развития и, возможно, даже реализации средств космического наблюдения. Принципиальное преимущество по сравнению с существующими космическими аппаратами будет получено от синергетического эффекта включения множества космических аппаратов в общую поисково-спасательную систему, а также постановки и решения новой задачи безопасности, общей для всего человечества.

Литература

- [1] Статистика угонов авто в России // Статистика и показатели. URL: <https://rosinfostat.ru/ugoni/> (дата обращения 11.11.2021).
- [2] 7 лет со дня исчезновения малайзийского «Боинга» // Euronews. 08.03.2021. URL: <https://ru.euronews.com/2021/03/08/mh370-investigation> (дата обращения 11.11.2021).
- [3] Иранский флот отбил атаку пиратов на танкер в Аденском заливе // Нефтегаз. 02.11.2021. URL: <https://neftegaz.ru/news/incidental/705587-iranskiy-flot-otbil-ataku-piratov-na-tanker-v-adenском-zalive/> (дата обращения 11.11.2021).
- [4] Лазарев Е.А., Кукарцев А.В. Тенденции развития ракетно-космической промышленности России // Актуальные проблемы авиации и космонавтики. 2012. Т. 2, № 8. С. 181–182.
- [5] Гарипов Г.К., Панасюк М.И., Свертилов С.И., Богомолов В.В., Баринаева В.О., Салеев К.Ю. Глобальные техногенные свечения дневной и ночной атмосферы, обнаруженные на спутнике «Вернов» в ультрафиолетовом и инфракрасном диапазонах оптического спектра // Журнал экспериментальной и теоретической физики. 2018. Т. 154, № 4. С. 787–801. DOI: 10.1134/S0044451018100097
- [6] Чернов О.А. Современные тенденции развития мирового флота и морских перевозок // Научно-технический сборник Российского морского регистра судоходства. 2015. № 38–39. С. 38–45.

Space Constellation of Satellites "Finder" for Finding People, Tracking Valuable Objects and Safety

Iangalin German Ruslanovich

babasik5@mail.ru

BMSTU

Poklad Maksim Nikolaevich

v.e.zorina@mail.ru

BMSTU

Lobov Sergey Alexandrovich

LobovSergey070903@yandex.ru

Bauman Moscow State Technical University

Currently, despite the reduction in cost and massive distribution of various devices with the GPS, GLONASS system, there are still cases of disorientation of people in vast unpopulated areas. Finding them is an expensive and, unfortunately, not always successful operation. At the same time, there are cases of loss of large-sized technical objects due to piracy, accidents or deliberate actions of their managers. To solve these problems, it is proposed to create a specialized space constellation of observation satellites "Finder". With it, you can scan specified zones in the infrared range or look for color anomalies and give target designations to search teams or drones at the potential location of a missing person.

Keywords: search for valuable objects, space, protection of objects, satellite for security, space satellite, people search, satellite group

References

- [1] Statistika ugonov avto v Rossii [Statistics of car thefts in Russia]. Statistika i pokazateli [Statistics and indicators]. Available at: <https://rosinfostat.ru/ugoni/> (accessed November, 11, 2021). (In Russ.).
- [2] 7 let so dnya ischeznoveniya malaiziiskogo "Boinga" [7 years since the disappearance of the Malaysian Boeing]. Euronews. 08.03.2021. Available at: <https://ru.euronews.com/2021/03/08/mh370-investigation> (accessed November, 11, 2021). (In Russ.).
- [3] Iranskii flot otbil ataku piratov na tanker v Adenskom zalive [The Iranian fleet repulsed a pirate attack on a tanker in the Gulf of Aden]. Neftegaz. 02.11.2021. Available at: <https://neftegaz.ru/news/incidental/705587-iranskiy-flot-otbil-ataku-piratov-na-tanker-v-adenskom-zalive/> (accessed November, 11, 2021). (In Russ.).
- [4] Lazarev E.A., Kukartsev A.V. Tendentsii razvitiya raketno-kosmicheskoi promyshlennosti Rossii [Trends in the development of the rocket and space industry of Russia]. Aktual'nye problemy aviatsii i kosmonavtiki [Actual problems of aviation and cosmonautics], 2012, vol. 2, no. 8, pp. 181–182. (In Russ.).
- [5] Garipov G.K., Panasyuk M.I., Svertilov S.I., Bogomolov V.V., Barinova V.O., Saleev K.Yu. Global'nye tekhnogennye svecheniya dnevnoi i nochnoi atmosfery, obnaruzhennye na sputnike "Vernov" v ul'trafioletovom i infrakrasnom diapazonakh opticheskogo spektra [Global technogenic luminescence of the day and night atmosphere detected on the Vernov satellite in the ultraviolet and infrared ranges of the optical spectrum]. Zhurnal eksperimental'noi i teoreticheskoi fiziki [Journal of Experimental and Theoretical Physics], 2018, vol. 154, no. 4, pp. 787–801. DOI: 10.1134/S0044451018100097 (In Russ.).
- [6] Chernov O.A. Sovremennye tendentsii razvitiya mirovogo flota i morskikh perevozok [Modern trends in the development of the world fleet and sea transportation]. Nauchno-tekhnicheskii sbornik Rossiiskogo morskogo registra sudokhodstva [Scientific and Technical collection of the Russian Maritime Register of Shipping], 2015, no. 38–39, pp. 38–45. (In Russ.).



Секция 3. ОСНОВОПОЛОЖНИКИ АЭРОКОСМИЧЕСКОГО ДВИГАТЕЛЕСТРОЕНИЯ И ПРОБЛЕМЫ ТЕОРИИ И КОНСТРУКЦИЙ ДВИГАТЕЛЕЙ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

УДК 621.454.4

Применение микрогибридных гетерогенных конденсированных систем для повышения энергетики ракетных двигателей

Бечаснов Павел Михайлович

bechasnov@bmmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Гетерогенные конденсированные системы потенциально позволяют использовать в их составе высокоэффективных окислители, в том числе жидкие, применение которых в составе твердых ракетных топлив не может быть обеспечено существующей технологией. Размещение таких окислителей, как диоксид азота и тетранитрометан, в герметичных сгорающих полимерных капсулах, соединяемых физическими или химическими способами, способно позволить создание микрогибридного ракетного двигателя. Такой двигатель будет иметь удельный импульс на уровне амил-гептильных жидкостных ракетных двигателей, сохраняя эксплуатационные преимущества ракетных двигателей на твердом топливе.

Ключевые слова: гибридный ракетный двигатель, микрокапсулы окислителя, жидкие окислители в твердом горючем, гетерогенные системы

Горение гетерогенных конденсированных систем изначально изучалось как модельное для процесса горения смесевых твердых топлив. По этому вопросу в теории горения существует ряд работ теоретического и экспериментального характера [1, 2]. Подобные системы обладают способностью к горению без способности к детонации, объединению химически несовместимых в смеси компонентов, обеспечению более близких к стехиометрическим соотношений компонентов, настройке скорости горения конструктивными способами без введения химических модификаторов и дополнительно имеют технологические преимущества, связанные с возможностью раздельного снаряжения окислителем, в том числе в полигонных условиях [3].

В классических энергонасыщенных конденсированных системах горючая связка обеспечивает прочность заряда, будучи равномерно распределенной между зернами мелкокристаллического окислителя. Изготовление крупногабаритных зарядов при этом представляет собой сложную технологическую задачу. Поэтому перспективным является композитный заряд, в котором прочность обеспечивается несущим каркасом из горючего с наполнителем из окислителя.

По мере уменьшения размера ячейки такого заряда все большее значение приобретает диффузионное контактное горение, снижающее зависимость скорости горения от давления. При этом укрупнение ячеек по сравнению с зернами традиционных составов облегчает теплопередачу, увеличивая скорость горения по сравнению с достижимой в классической технологии. Фактически, изменение размера ячейки позво-

ляет при неизменном химическом составе менять скорость горения и вид ее зависимости от давления от $v = 0,4$ до $v = 1$.

Для успешного создания горючих капсул, однако, требуется обеспечить сравнительно высокое объемное стехиометрическое соотношение горючего и окислителя, так что используемый окислитель должен содержать большую долю активного кислорода. Кроме того, он должен иметь высокую плотность и химическую совместимость с материалом капсулы. Это практически ограничивает применимые окислители из числа распространенных перечнем, в который входят диоксид азота, тетранитрометан и некоторые перхлораты. При этом наиболее широкий выбор совместимых материалов предоставляет тетранитрометан, который, по имеющимся данным, совместим с большим количеством пластмасс. Диоксид азота потребует металлизации внутренней поверхности капсулы или использования сверхвысокомолекулярного полиэтилена. Перхлораты по сравнению с ними будут иметь существенно меньшую энергетику (перхлораты щелочных металлов) либо слишком малую стабильность для обеспечения существенного срока хранения полученного топлива (перхлораты нитрония, нитрозила).

Возможная технология изготовления капсул предусматривает холодное вакуумное осаждение горючего несущего слоя на поверхность замороженных капель жидкого окислителя (температура замерзания диоксида азота составляет -16 °С, тетранитрометана $+14$ °С) либо их разлив с последующей герметизацией в микроемкости, изготовленные трехмерной печатью. Изготовленные капсулы собираются в заряд на клею (существуют клеи с нанотрубками, способными хорошо склеивать полиэтилен) либо механически соединяются с герметизацией стыков, после чего собранная конструкция проходит дефектоскопию.

Прочностные расчеты с учетом доли несущего пластика показывают хорошую механическую работоспособность итоговой конструкции на сжатие ($\sigma_v \approx 1,6$ МПа для проработанного варианта). Во всем диапазоне эксплуатационных температур ($-60...+60$ °С) она способна адаптироваться к изменению плотности окислителя и выдерживать давление его насыщенных паров. При этом в условиях, когда окислитель является твердым, микрогибридный двигатель становится подобным твердотопливному двигателю раздельного снаряжения.

Высокая достижимая степень миниатюризации топливных капсул позволит улучшить смешение компонентов и исключить детонацию состава при сохранении их размера ниже критического диаметра детонации. Поскольку при термодетонации структура основы не нарушается, а требования к адгезии отсутствуют, гетерогенный заряд будет подвержен только химическому контактному старению. Дополнительным позитивным фактором будет то, что при механическом воздействии утечка окислителя будет происходить только из разрушенных капсул, что позволит минимизировать возможный ущерб.

Итого, в сравнении с наиболее эффективными октогенсодержащими алюминизированными твердыми топливами [4] микрогибридный двигатель с зарядом на основе тетранитрометана в полимерной оболочке будет иметь сравнимый удельный импульс (на уровне амил-гептильных жидкостных ракетных двигателей), на 15 % меньшую плотность заряда, на $200...300$ °С меньшую температуру горения, большую прочность и допустимую деформацию, практически полное отсутствие конденсированной фазы и опасных веществ в выхлопе. При этом предлагаемый двигатель будет значительно безопаснее твердотопливных аналогов.

Таким образом, гетерогенные энергонасыщенные конденсированные системы в настоящее время могут быть реализованы технологически, по основным показателям пригодны для использования в ракетной технике и имеют ряд преимуществ перед традиционными системами.

Литература

- [1] Фитцджеральд М.П., Брюстер М.К. Горение слоевых топлив (обзор). 1. Экспериментальные исследования // Физика горения и взрыва. 2005. Т. 11, № 56. С. 95–115.
- [2] Фитцджеральд М.П., Брюстер М.К. Горение слоевых топлив (обзор). 2. Теоретические исследования // Физика горения и взрыва. 2006. Т. 42, № 1. С. 3–25.
- [3] Ракетное топливо: военный энциклопедический словарь Министерства обороны РФ. URL: <https://encyclopedia.mil.ru/encyclopedia/dictionary/details.htm?id=14449@morfDictionary> (дата обращения 12.11.2021).
- [4] Андреев К.К., Беляев А.Ф. Теория взрывчатых веществ. М.: Оборонгиз, 1960. 595 с.

Application of Microhybrid Heterogeneous Condensed Systems for Increasing the Efficiency of Rocket Engines

Bechasnov Pavel Mikhailovich

bechasnov@bmstu.ru

BMSTU

Heterogeneous condensed systems potentially allow the use of highly effective oxidants in their composition, incl. liquid, the use of which in the composition of solid rocket propellants cannot be ensured by the existing technology. Placing oxidants such as nitrogen dioxide and tetranitromethane in sealed, combustible polymer capsules that are physically or chemically bonded could allow the creation of a microhybrid rocket engine. Such an engine will have a specific impulse at the level of amyl-heptyl rocket engines, while maintaining the operational advantages of solid propellants.

Keywords: *hybrid rocket engine, oxidizer microcapsules, liquid oxidizer in solid fuel, heterogenous systems*

References

- [1] Fittsdzheral'd M.P., Bryuster M.K. Gorenje sloevykh topliv (obzor). 1. Eksperimental'nye issledovaniya [Gorenje stratijevykh fuels (review). 1. Experimental studies]. Fizika gorenija i vzryva [Physics of gorenje i explosion], 2005, vol. 11, no. 56, pp. 95–115. (In Russ.).
- [2] Fittsdzheral'd M.P., Bryuster M.K. Gorenje sloevykh topliv (obzor). 2. Teoreticheskie issledovaniya [Gorenje stratijevykh fuels (review). 2. Theoretical studies]. Fizika gorenija i vzryva [Physics of gorenje i explosion], 2006, vol. 42, no. 1, pp. 3–25. (In Russ.).
- [3] Raketnoe toplivo: voennyi entsiklopedicheskii slovar' Ministerstva oborony RF [Rocket fuel: Military Encyclopedic dictionary of the Ministry of Defense of the Russian Federation]. Available at: <https://encyclopedia.mil.ru/encyclopedia/dictionary/details.htm?id=14449@morfDictionary> (accessed November 12, 2021).
- [4] Andreev K.K., Belyaev A.F. Teoriya vzryvchatykh veshchestv [Theory of explosives]. Moscow, Oborongiz Publ., 1960, 595 p. (In Russ.).

УДК 621.454.2

Определение скорости ядра потока динамически нестабилизированных участков цилиндрического и прямоугольного переменного сечения

Зув Александр Александрович

dla2011@inbox.ru

Сибирский университет науки и технологий

Шелудько Максим Леонидович

sheludkomax@yandex.ru

Сибирский университет науки и технологий

Арнгольд Анна Анатольевна

konstantin.zenyuk@yandex.ru

АО «Красноярский машиностроительный завод»

Рассмотрены участки цилиндрического и прямоугольного переменного сечения динамически нестабилизированных течений характерных для элементов проточных частей турбонасосных агрегатов жидкостных ракетных двигателей. Исследована задача определения параметров потока и гидравлических потерь на начальных участках, характерных проточным частям турбонасосного агрегата. Данные участки оказывают существенное влияние на энергетические параметры агрегата и влияют на теплообменные процессы и, как следствие, на надежность элементов конструкции.

Ключевые слова: участок динамически нестабилизированного течения, потери по длине, пространственный пограничный слой, жидкостной ракетный двигатель

Элементы проточных частей представляют собой относительно короткие каналы с криволинейными поверхностями обтекания. Существуют различные методологические подходы к расчету, проектированию конструктивных элементов, моделированию энергетических параметров: использование критериальных зависимостей, численное моделирование и аналитический подход к решению уравнений динамики и энергии в приложении к теории пространственного пограничного слоя (ППС). У каждого методологического подхода существуют свои достоинства и недостатки.

При решении задачи достоверного определения параметров потока и гидравлических потерь на начальных динамически нестабилизированных участках, характерных проточным частям ТНА, необходимо определить выражения для относительных характерных величин динамического пространственного пограничного слоя: толщины пограничного слоя, толщины вытеснения и толщины потери импульса, с учетом влияния распределения эпюры профиля скорости в пограничном слое.

Для определения скорости ядра потока в зависимости длины канала необходимо учитывать наличие развивающегося пограничного слоя на начальном участке, а при определении эпюры профиля скорости в пограничном слое использовать функции распределения для ламинарного и турбулентного режимов течения. Рассмотрим характерные параметры динамического пограничного слоя при течении в канале цилиндрической формы переменного сечения [1, 2].

Течение в цилиндрическом канале переменного сечения существенно отличается от течения на плоской пластине, это отличие заключается в наличии радиуса кривизны стенки, что влечет за собой существенное влияние на параметры динамического и, как следствие, температурного пограничных слоев. Отметим, что чем меньше радиус трубы, тем большее влияние будет оказано.

Модель динамически нестабилизированных участков. Начальный участок развивающегося динамического слоя можно отнести к внутренней задаче, так как по длине канала происходит изменения скорости ядра потока [3]. Изменение скорости ядра потока обуславливается как геометрическими особенностями канала переменного сечения, так и наличием развивающегося динамического пограничного слоя при внешней задаче скорость ядра потока.

Отметим, что для канала основной характеристикой будет не толщина вытеснения, а площадь вытеснения, тогда скорость рабочего тела в ядре потока в зависимости от координаты [4, 5].

Рассматривается расширяющийся и сужающийся канал. Определим условие, что угол раскрытия образующей α не приводит к отрыву потока. Отметим, что канал цилиндрической формы постоянного сечения является частным случаем рассматриваемой задачи [6].

Турбулентный режим. Для турбулентного режима течения, также как и для случая канала постоянного сечения, затруднительно получить аналитическое решение и требуется численное решение относительно параметра скорости ядра потока. С учетом выражения для толщины вытеснения [7, 8] выведем эти уравнения для расширяющегося и сужающегося канала [9].

Ламинарный режим. Рассмотрим ламинарный режим течения в канале цилиндрической формы переменного сечения для расширяющегося и сужающегося каналов.

Полученные выражения для скорости ядра потока на некотором расстоянии от входа в канал позволяют определять параметры пограничного слоя, в том числе и потери по длине канала.

Геометрия канала, характерная для элементов подводящих и отводящих устройств турбин и центробежных насосов, элементов межлопаточного канала, каналов тракта охлаждения камеры ЖРД и др. [9].

В ходе исследования определены выражения для оценки скорости потока в зависимости от длины и сечения канала и предложено выражение для оценки потерь. Полученные выражения необходимы для определения длины участка динамически нестабилизированного течения при ламинарном и турбулентном течениях.

Литература

- [1] Кишкин А.А., Зуев А.А., Делков А.В., Шевченко Ю.Н. Аналитический подход при исследовании уравнений импульсов пограничного слоя при течении в межлопаточном канале газовых турбин // Вестник Московского авиационного института. 2021. Т. 28, № 1. С. 45–60.
- [2] Zuev A.A. et al. Disc friction to specify power balance of a turbopump unit of LPE // IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. IOP Publishing, 2020. Vol. 822, no. 1. Art. ID 012023.
- [3] Кейс В.М. Конвективный тепло- и массообмен. М.: Энергия, 1972. 448 с.
- [4] Зуев А.А., Назаров В.П., Арнольд А.А., Петров И.М. Дисковое трение при определении баланса мощностей турбонасосных агрегатов жидкостных ракетных двигателей // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Сер. Аэрокосмическая техника. 2019. № 57. С. 17–31.
- [5] Зуев А.А., Назаров В.П., Арнольд А.А., Петров И.М. Методика определения дискового трения малорасходных центробежных насосов // Сибирский журнал науки и технологий. 2019. Т. 20, № 2. С. 219–227. DOI: 10.31772/2587-6066-2019-20-2-219-227
- [6] Жуйков Д.А., Зуев А.А., Толстопятов М.И. К расчету потерь в проточных частях агрегатов подачи жидкостных ракетных двигателей // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Машиностроение. 2020. № 6 (135). С. 21–34.

- [7] Шлихтинг Г. Теория пограничного слоя. М.: Наука, 1974. 712 с.
- [8] Михеев М.А., Михеева И.М. Основы теплопередачи. М.: Энергия, 1977. 344 с.
- [9] Зуев А.А., Арнгольд А.А., Назаров В.П. Участки динамически нестабилизированных течений в характерных каналах проточных частей турбонасосных агрегатов жидкостных ракетных двигателей // Вестник Московского авиационного института. 2020. Т. 27, № 3. С. 167–185.
- [10] Zuev A.A. et al. Resistance moment of a rotation surface of liquid rocket engines turbomachines elements // IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. IOP Publishing, 2020. Vol. 862, no. 2. Art. ID 022032.

Determination of the Velocity of the Core of the Flow of Dynamically Unstabilized Sections of Cylindrical and Rectangular Variable Cross-Section

Zuev Aleksandr Aleksandrovich

dla2011@inbox.ru

Reshetnev University

Sheludko Maksim Leonidovich

sheludkomax@yandex.ru

Reshetnev University

Arngold Anna Anatolyevna

konstantin.zenyuk@yandex.ru

JSC "Krasnoyarsk Machine-Building Plant"

Sections of cylindrical and rectangular variable cross-sections of dynamically unstabilized flows characteristic of the elements of the flow parts of turbopump units of liquid rocket engines are considered. The problem of determining the flow parameters and hydraulic losses in the initial sections characteristic of the flow parts of the turbopump unit is solved. These sections have a significant impact on the energy parameters of the unit and affect the heat exchange processes and, as a result, on the reliability of structural elements.

Keywords: a section of dynamically unstabilized flow, loss in length, spatial boundary layer, liquid rocket engine

References

- [1] Kishkin A.A., Zuev A.A., Delkov A.V., Shevchenko Yu.N. Analiticheskii podkhod pri issledovanii uravnenii impul'sov pogranichnogo sloya pri techenii v mezhlopatochnom kanale gazovykh turbin [Analytical approach to the study of boundary layer pulse equations during flow in the interscapular channel of gas turbines]. Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta [Bulletin of the Moscow Aviation Institute], 2021, vol. 28, no. 1, pp. 45–60. (In Russ.).
- [2] Zuev A.A. et al. Disc friction to specify power balance of a turbopump unit of LPE. IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. IOP Publishing, 2020, vol. 822, no. 1, art. ID 012023.
- [3] Keis V.M. Konvektivnyi teplo- i massoobmen [Convective heat and mass transfer]. Moscow, Energiya, 1972, 448 p. (In Russ.).
- [4] Zuev A.A., Nazarov V.P., Arngol'd A.A., Petrov I.M. Diskovoe trenie pri opredelenii balansa moshchnosti turbonasosnykh agregatov zhidkostnykh raketnykh dvigatelei [Disk friction in determining the power balance of turbopump units of liquid rocket engines]. Vestnik Permskogo natsional'nogo issledovatel'skogo politekhnicheskogo universiteta. Ser. Aerokosmicheskaya tekhnika [Bulletin of Perm National Research Polytechnic University. Ser. Aerospace engineering], 2019, no. 57, pp. 17–31. (In Russ.).
- [5] Zuev A.A., Nazarov V.P., Arngol'd A.A., Petrov I.M. Metodika opredeleniya diskovogo treniya maloraskhodnykh tsentrobezhnykh nasosov [Method of determining the disc friction of low-flow centrifugal pumps]. Sibirskii zhurnal nauki i tekhnologii [Siberian Journal of Science and Technology], 2019, vol. 20, no. 2, pp. 219–227. DOI: 10.31772/2587-6066-2019-20-2-219-227 (In Russ.).

- [6] Zhuikov D.A., Zuev A.A., Tolstopyatov M.I. K raschetu poter' v protochnykh chastyakh agregatov podachi zhidkostnykh raketnykh dvigatelei [On the calculation of losses in the flow parts of liquid rocket engine feed units]. Vestnik MGTU im. N.E. Baumana. Mashinostroenie [Bulletin of the Bauman Moscow State Technical University. Mechanical engineering], 2020, no. 6 (135), pp. 21–34. (In Russ.).
- [7] Shlikhting G. Teoriya pogrannichnogo sloya [Theory of the boundary layer]. Moscow, Nauka Publ., 1974, 712 p.
- [8] Mikheev M.A., Mikheeva I.M. Osnovy teploperedachi [Fundamentals of heat transfer]. Moscow, Energy Publ., 1977, 344 p. (In Russ.).
- [9] Zuev A.A., Arngol'd A.A., Nazarov V.P. Uchastki dinamicheski nestabilizirovannykh techenii v kharakternykh kanalakh protochnykh chastei turbonasosnykh agregatov zhidkostnykh raketnykh dvigatelei [Sections of dynamically unstabilized flows in characteristic channels of flow parts of turbopump units of liquid rocket engines]. Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta [Bulletin of the Moscow Aviation Institute], 2020, vol. 27, no. 3, pp. 167–185. (In Russ.).
- [10] Zuev A.A. et al. Resistance moment of a rotation surface of liquid rocket engines turbomachines elements. IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. IOP Publishing, 2020, vol. 862, no. 2, art. ID 022032.

УДК 621.454.2

Определение толщины динамического пограничного слоя для начального нестabilизированного участка

Зуев Александр Александрович

dla2011@inbox.ru

Сибирский государственный университет науки и технологий
имени академика М.Ф. Решетнёва

Шелудько Максим Леонидович

sheludkomax@yandex.ru

Сибирский государственный университет науки и технологий
имени академика М.Ф. Решетнёва

Данилов Николай Андреевич

EthaneMax@yandex.ru

Сибирский государственный университет науки и технологий
имени академика М.Ф. Решетнёва

Арнгольд Анна Анатольевна

konstantin.zenyuk@yandex.ru

АО «Красноярский машиностроительный завод»

С использованием методов теории пространственного пограничного слоя определены характерные толщины пограничного слоя, такие как толщина динамического пограничного слоя, толщина вытеснения и толщина потери импульса. Построены зависимости скорости ядра течения и оценки потерь от длины начальных динамически нестabilизированных участков, требуемые для достоверного определения энергетических параметров. Необходим корректный выбор законов трения и профилей распределения скорости в пограничном слое. Полученные зависимости учитывают профиль распределения скорости в пограничном слое на характерных участках для случаев ламинарного и турбулентного режимов.

Ключевые слова: пограничный слой, уравнение количества движения, толщина пограничного слоя, турбонасосные системы

Исследуются течения в конструктивных элементах турбонасосных агрегатов (ТНА), компрессоров и газовых турбин: полость вращения между ротором и стенкой газовой турбины, подводящее устройство турбин, боковые полости вращения между рабочим колесом и стенкой корпуса лопаточного нагнетателя, полости гидродинамических уплотнений и т.п. В элементах гидравлического тракта присутствуют участки и каналы различной геометрии: цилиндрического переменного сечения, прямоугольного переменного сечения, вращательных течений с неподвижными и вращающимися образующими [1–3].

Необходимо учитывать, как изменение скоростей рабочего тела, так и потери давления по длине канала. В связи с широким диапазоном режимных параметров течения в элементах энергетических установок жидкостных ракетных двигателей (ЖРД) реализуются существенно различные параметры потока в пограничном слое (существенно различные эпюры распределения профиля скорости потока). В элементах и каналах систем подачи ЖРД могут реализовываться ламинарные и турбулентные режимы течения [4, 5]. В целях повышения точности и совершенствования расчетных методик необходимо более точно определять численные значения характерных величин пограничного слоя, влияющих как на потери в элементах прочного тракта, так и на энергетические и рабочие параметры турбомашин.

Для определения численных значений характерных величин динамического и температурного пограничных слоев (таких как толщина вытеснения, толщина потери импульса и толщина потери энергии), а также для расчета динамических и тепловых параметров технических систем, необходимо получить выражения для определения толщины динамического пограничного слоя, для ламинарного и развитого турбулентного течений в зависимости от расстояния от входной кромки канала [6, 7].

Уравнение количества движения

Рассмотрим уравнение количества движения пограничного слоя, полученное Т. Карманом:

$$\rho \frac{d}{dx} \int_0^l (U - u) u dy - \rho \frac{dU}{dx} \int_0^l u dy = \tau_\omega + l \frac{dp}{dx}. \quad (1)$$

Используя профили распределения скорости в пограничном слое и уравнение для интеграла количества движения (1), получим:

$$I = \rho \int_0^l (U - u) u dy = \rho U^2 \int_0^l \frac{u}{U} \left(1 - \frac{u}{U}\right) dy. \quad (2)$$

Верхний предел интегрирования заменим на толщину динамического пограничного слоя δ , так как для условия интегрирования $y > \delta$ скорости $U = u$ и подынтегральное выражение обращается в нуль. Учитывая полученные выражения для толщин потери импульса для ламинарного и турбулентного течений

$$\int_0^\delta \frac{u}{U} \left(1 - \frac{u}{U}\right) dy = \delta^{*t},$$

запишем уравнение (2) в следующем виде:

$$I = \rho U^2 \delta^{**}. \quad (3)$$

Ламинарный пограничный слой

Рассмотрим особенности ламинарного течения. Аппроксимируем распределение ламинарного динамического пограничного слоя функцией

$$\frac{u}{U} = 1 - \left(1 - \frac{y}{\delta}\right)^m,$$

с учетом полученного выражения для толщины потери импульса для продольного потока случая ламинарного течения в пограничном слое [4, 5] преобразуем уравнение (3)

$$I = \rho U^2 \delta^{**} = \rho U^2 \frac{\delta m}{(m+1)(2m+1)}. \quad (4)$$

Согласно [4], касательное напряжение трения определим как

$$\tau_\omega = 0,332 \rho U^2 \left(\frac{v}{Ux}\right)^{\frac{1}{2}}. \quad (5)$$

Тогда, учитывая уравнение количества движения (4) и касательное напряжение трения (5), уравнение количества движения приводит к дифференциальному уравнению

$$\rho U^2 \frac{m}{(m+1)(2m+1)} \frac{d\delta}{dx} = 0,332 \rho U^2 \left(\frac{v}{Ux}\right)^{\frac{1}{2}}. \quad (6)$$

Проведа сокращение и разделив переменные, получим

$$d\delta = \frac{0,332}{m} \frac{1}{(m+1)(2m+1)} \left(\frac{v}{Ux}\right)^{\frac{1}{2}} dx. \quad (7)$$

После интегрирования уравнения (7) получим

$$\delta = \frac{0,332 \cdot 2}{(m+1)(2m+1)} \left(\frac{v}{U}\right)^{\frac{1}{2}} x^{\frac{1}{2}} + C. \quad (8)$$

Исходя из граничных условий при $x = 0$, соответственно $C = 0$, тогда толщина ламинарного пограничного слоя в зависимости от расстояния от входной кромки:

$$\delta = \frac{0,664}{(m+1)(2m+1)} \left(\frac{v}{U}\right)^{\frac{1}{2}} x^{\frac{1}{2}} = \frac{0,664}{(m+1)(2m+1)} \frac{1}{Re_x^{\frac{1}{2}}}. \quad (9)$$

Выражение (9) определяет зависимость толщины динамического пограничного слоя в зависимости от координаты x (длины участка обтекания поверхности или элемента) и от параметра внешнего потока (критерия Re). Построена графическая зависимость, определенная по выражению (9) для различных значений степеней распределения профиля динамического ламинарного пограничного слоя [8].

Переход ламинарного пограничного слоя в турбулентный, характеризуется формпараметром [4]

$$H = \frac{\delta^*}{\delta^{**}} \approx 2,6. \quad (10)$$

Причем при переходе от ламинарного течения к турбулентному данный формпараметр уменьшается от значения 2,6 в ламинарной области до значения 1,4 в турбулентной области [4].

Турбулентный пограничный слой

Рассмотрим турбулентный пограничный слой, аппроксимируем распределение турбулентного динамического пограничного слоя функцией

$$\frac{u}{U} = \left(\frac{y}{\delta}\right)^{\frac{1}{m}}. \quad (11)$$

С учетом полученного выражения для толщины потери импульса для продольного потока случая турбулентного течения в пограничном слое получим [4, 5]

$$I = \rho U^2 \delta^{**} = \rho U^2 \frac{\delta m}{(m+1)(m+2)}. \quad (12)$$

Воспользуемся законом трения на пластине для турбулентного пограничного слоя согласно [7]:

$$\tau_{\omega} = 0,0225 \rho U^2 \left(\frac{v}{U\delta}\right)^{\frac{1}{4}}. \quad (13)$$

Учитывая уравнение количества движения (12) и закон трения (5) уравнение количества движения приводит к дифференциальному уравнению

$$\rho U^2 \frac{m}{(m+1)(m+2)} \frac{d\delta}{dx} = 0,0225 \rho U^2 \left(\frac{v}{U\delta}\right)^{\frac{1}{4}}. \quad (14)$$

Произведя сокращение и разделив переменные, получим:

$$\delta^{\frac{1}{4}} d\delta = \frac{0,0225}{\frac{m}{(m+1)(m+2)}} \left(\frac{v}{U}\right)^{\frac{1}{4}} dx. \quad (15)$$

После интегрирования уравнения (15) и проведения дальнейшего преобразования, получим выражение для определения толщины турбулентного пограничного слоя в зависимости от расстояния от входной кромки:

$$\delta = \frac{0,0572}{\left(\frac{m}{(m+1)(m+2)}\right)^{\frac{4}{5}}} \left(\frac{v}{U}\right)^{\frac{1}{5}} x^{\frac{4}{5}} + C. \quad (16)$$

Если реализуется турбулентный пограничный слой сразу от переднего края, то исходя из граничных условий при $x = 0$ соответственно $C = 0$, тогда

$$\delta = \frac{0,0572}{\left(\frac{m}{(m+1)(m+2)}\right)^{\frac{4}{5}}} \left(\frac{v}{U}\right)^{\frac{1}{5}} x^{\frac{4}{5}} = \frac{0,0572}{\left(\frac{m}{(m+1)(m+2)}\right)^{\frac{4}{5}}} \left(\frac{1}{Re_x}\right)^{\frac{1}{5}} x. \quad (17)$$

Отметим, что турбулентный пограничный слой образуется только на каком-то критическом расстоянии x_c от переднего края, т. е. при $x \neq 0$. В этой критической точке пограничный слой уже имеет определенную толщину, так как он реализуется при переходе от ламинарного пограничного слоя. Тогда из (16)

$$\delta = \frac{0,0572}{\left(\frac{m}{(m+1)(m+2)}\right)^{\frac{4}{5}}} \left(\frac{1}{Re_x}\right)^{\frac{1}{5}} x + k\delta_x, \quad (18)$$

где k — коэффициент на который уменьшает пограничный слой при переходе от ламинарного к турбулентному из условия (10).

Отметим, что зависимость, полученная по зависимости (17), совпадает с выражением, полученным Г. Шлихтингом. Но, как было отмечено, в проточных частях агрегатов подачи ЖРД параметры потока могут существенно различаться и, соответственно, меняться профиль эюры динамического пограничного слоя, что влечет изменение параметров пограничного слоя [2].

Полученные выражения для определения толщин ламинарного (9) и динамического (17), (18) пограничных слоев необходимо использовать при определении относительных характерных толщин динамического пространственного пограничного слоя [8].

Используя уравнение количества движения пограничного слоя, полученное Т. Карманом, и учитывая особенности профилей распределения скорости динамического пограничного слоя, а также касательные напряжения трения при ламинарном и турбулентном течениях для пластины, получили выражения для определения толщин динамического пограничного слоя для начальных участков динамически нестабилизированных течений в зависимости от координаты x .

Литература

- [1] Жуйков Д.А., Зуев А.А., Толстопятов М.И. К расчету потерь в проточных частях агрегатов подачи жидкостных ракетных двигателей // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение. 2020. № 6 (135). С. 32–43.
- [2] Кишкин А.А., Зуев А.А., Делков А.В., Шевченко Ю.Н. Аналитический подход при исследовании уравнений импульсов пограничного слоя при течении в межлопаточном канале газовых турбин // Вестник Московского авиационного института. 2021. Т. 28, № 1. С. 45–60.
- [3] Zuev A.A. et al. Disc friction to specify power balance of a turbopump unit of LPE // IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. IOP Publishing, 2020. Vol. 822, no. 1. Art. ID 012023.
- [4] Шлихтинг Г. Теория пограничного слоя. М.: Наука, 1974. 712 с.
- [5] Михеев М.А., Михеева И.М. Основы теплопередачи. М.: Энергия, 1977. 344 с.
- [6] Кейс В.М. Конвективный тепло- и массообмен. М.: Энергия, 1972. 448 с.
- [7] Зуев А.А., Назаров В.П., Арнгольд А.А., Петров И.М. Дисковое трение при определении баланса мощностей турбонасосных агрегатов жидкостных ракетных двигателей // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Сер. Аэрокосмическая техника. 2019. № 57. С. 17–31.
- [8] Зуев А.А., Назаров В.П., Арнгольд А.А., Петров И.М. Методика определения дискового трения малорасходных центробежных насосов // Сибирский журнал науки и технологий. 2019. Т. 20, № 2. С. 219–227. DOI: 10.31772/2587-6066-2019-20-2-219-227
- [9] Зуев А.А., Арнгольд А.А., Назаров В.П. Участки динамически нестабилизированных течений в характерных каналах проточных частей турбонасосных агрегатов жидкостных ракетных двигателей // Вестник Московского авиационного института. 2020. Т. 27, № 3. С. 167–185.
- [10] Zuev A.A. et al. Resistance moment of a rotation surface of liquid rocket engines turbomachines elements // IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. IOP Publishing, 2020. Vol. 862, no. 2. Art. ID 022032.

Determination of the Thickness of the Dynamic Boundary Layer for the Initial Unstabilized Section

Zuev Aleksandr Aleksandrovich

dla2011@inbox.ru

Siberian State University of Science and Technology named after Academician M.F. Reshetnev

Sheludko Maksim Leonidovich

sheludkomax@yandex.ru

Siberian State University of Science and Technology named after Academician M.F. Reshetnev

Danilov Nikolai Andreevich

EthaneMax@yandex.ru

Siberian State University of Science and Technology named after Academician M.F. Reshetnev

Arngold Anna Anatolyevna

konstantin.zenyuk@yandex.ru

JSC "Krasnoyarsk Machine-Building Plant"

Using the methods of the spatial boundary layer theory, the characteristic thicknesses of the boundary layer, such as the thickness of the dynamic boundary layer, the displacement thickness and the thickness of the momentum loss, are determined. The dependences of the flow core velocity and loss estimates on the length of the initial dynamically unstable sections required for reliable determination of energy parameters are constructed. The correct choice of friction laws and velocity distribution profiles in the boundary layer is necessary. The obtained dependences take into account the velocity distribution profile in the boundary layer at the characteristic sites for the cases of laminar and turbulent regimes.

Keywords: boundary layer, the thickness of the boundary layer, equation of the amount of movement, turbopump systems

References

- [1] Zhuikov D.A., Zuev A.A., Tolstopyatov M.I. K raschetu poter' v protochnykh chastyakh agregatov podachi zhidkostnykh raketnykh dvigatelei [On the calculation of losses in the flow parts of liquid rocket engine feed units]. Vestnik MGTU im. N.E. Baumana. Ser. Mashinostroyeniye [Bulletin of the Bauman Moscow State Technical University. The series "Mechanical Engineering"], 2020, no. 6 (135). С. 32–43. (In Russ.).
- [2] Kishkin A.A., Zuev A.A., Delkov A.V., Shevchenko Yu.N. Analiticheskii podkhod pri issledovanii uravnenii impul'sov pogranichnogo sloya pri techenii v mezhlopatochnom kanale gazovykh turbin [Analytical approach to the study of boundary layer pulse equations during flow in the inter-scavapular channel of gas turbines]. Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta [Bulletin of the Moscow Aviation Institute], 2021, vol. 28, no. 1, pp. 45–60. (In Russ.).
- [3] Zuev A.A. et al. Disc friction to specify power balance of a turbopump unit of LPE // IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. IOP Publishing, 2020, vol. 822, no. 1, art. ID 012023.
- [4] Shlikhting G. Teoriya pogranichnogo sloya [Theory of the boundary layer]. Moscow, Nauka, 1974, 712 p. (In Russ.).
- [5] Mikheev M.A., Mikheeva I.M. Osnovy teploperedachi [Fundamentals of heat transfer]. Moscow, Energiya, 1977, 344 p. (In Russ.).
- [6] Keis V.M. Konvektivnyi teplo- i massoobmen [Convective heat and mass transfer]. Moscow, Energiya, 1972, 448 p. (In Russ.).
- [7] Zuev A.A., Nazarov V.P., Arngol'd A.A., Petrov I.M. Diskovoe trenie pri opredelenii balansa moshchnosti turbonasosnykh agregatov zhidkostnykh raketnykh dvigatelei [Disk friction in determining the power balance of turbopump units of liquid rocket engines]. Vestnik Permskogo natsional'nogo issledovatel'skogo politekhnicheskogo universiteta. Ser. Aerokosmicheskaya tekhnika [Bulletin of Perm National Research Polytechnic University. Aerospace engineering], 2019, no. 57, pp. 17–31. (In Russ.).

- [8] Zuev A.A., Nazarov V.P., Arngol'd A.A., Petrov I.M. Metodika opredeleniya diskovogo treniya maloraskhodnykh tsentrobraznykh nasosov [Methodology for determining the disc friction of low-flow centrifugal pumps]. Sibirskii zhurnal nauki i tekhnologii [Siberian Journal of Science and Technology], 2019, vol. 20, no. 2, pp. 219–227. DOI: 10.31772/2587-6066-2019-20-2-219-227
- [9] Zuev A.A., Arngol'd A.A., Nazarov V.P. Uchastki dinamicheski nestabilizirovannykh techenii v kharakternykh kanalakh protochnykh chastei turbonasosnykh agregatov zhidkostnykh raketnykh dvigatelei [Sections of dynamically unstabilized flows in characteristic channels of flow parts of turbopump units of liquid rocket engines]. Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta [Bulletin of the Moscow Aviation Institute], 2020, vol. 27, no. 3, pp. 167–185. (In Russ.).
- [10] Zuev A.A. et al. Resistance moment of a rotation surface of liquid rocket engines turbomachines elements. IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. IOP Publishing, 2020, vol., 862, no. 2, art. ID 022032.

УДК 621.454.3

Численное моделирование динамического взаимодействия продуктов сгорания энергетического конденсированного материала с элементами проточного тракта сложной формы

Коптев Илья Иванович

МГТУ им. Н.Э. Баумана

kii17ea407@student.bmstu.ru

Федотова Ксения Викторовна

МГТУ им. Н.Э. Баумана

fedkv_89@mail.ru

Гоголь Даниил Владиславович

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Tilaein@yandex.ru

Проведено численное моделирование течения высокотемпературных продуктов сгорания энергетического конденсированного материала (ЭКМ) в канале сложной формы с застойными зонами в программном комплексе ANSYS Fluent. Для различных вариантов ЭКМ проведен анализ влияния геометрических и режимных факторов на характеристики потока. Рассмотрены альтернативные подходы к моделированию двухфазных течений в каналах с нестационарной геометрией, продемонстрированы их преимущества и недостатки.

Ключевые слова: ракетный двигатель на энергетических конденсированных материалах, вычислительная гидрогазодинамика, внутрибаллистические характеристики, двухфазный поток

Несмотря на широкое использование методов вычислительной газовой динамики для решения как фундаментальных, так и прикладных задач в различных областях техники, в области моделирования особенностей течения продуктов сгорания в проточном тракте ракетных двигателей на энергетическом конденсированном материале (ЭКМ) остаются сложности. Данные сложности связаны с тем, что в указанном типе двигательных установок одновременно протекают ряд взаимосвязанных нестационарных и нелинейных физико-химических процессов. Учет особенностей течения продуктов сгорания осложняется отслеживанием изменяющегося со временем положения поверхности ЭКМ, которое в общем случае зависит от параметров течения реагирующего потока. Движение трехмерной и осесимметричной поверхностей может сопровождаться топологическими изменениями, что значительно затрудняет алгоритмы

интегрирования [1]. Кроме того, отсутствие возможности учета действительных характеристик высокотемпературного двухфазного реагирующего рабочего тела приводит к несоответствию результатов численного моделирования и экспериментальных данных.

Работа посвящена моделированию нестационарных процессов в проточном тракте ракетных двигателей на ЭКМ. Актуальность данной работы связана с большими затратами на отработку и испытание ракетных двигателей на основе ЭКМ. Необходимость проведения множества испытаний на различных режимах, а также сложность определения параметров течения в камере сгорания и сопле рассматриваемых двигательных установок приводит к значительной стоимости этапа отработки, которую можно снизить за счет применения методов вычислительной газовой динамики. Цель работы — провести обобщение и анализ методик численного моделирования нестационарных процессов в каналах сложной и переменной формы. В частности, были рассмотрены и изучены следующие результаты и задачи:

- результаты доработки программного комплекса SIGMA, которые применяются для моделирования многомерных нестационарных турбулентных химически-реагирующих до-, транс-, сверхзвуковых газовых потоков в областях сложной криволинейной почти регулярной формы с учетом внутреннего и внешнего течения [2];
- результаты написания комплексов прикладных программ на ЭВМ, использующий стандарт многопоточковой обработки информации OpenCL [3], и методы расчета;
- задача расчета внутрибаллистических характеристик бесплового ракетного двигателя на ЭКМ с применением осредненных уравнений внутренней баллистики в нестационарной постановке [4].

На основе проведенного анализа выполнена серия расчетов модельного ракетного двигателя на ЭКМ в программном комплексе ANSYS Fluent и проведена оценка соответствия модели общедоступным результатам экспериментальных исследований ракетных двигателей на ЭКМ. Практическая ценность проведенного исследования и его результатов состоит в повышении эффективности разработки научной и конструкторской документации, а также сокращении затрат на испытание и отработку ракетных двигателей на ЭКМ.

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. № 71. С. 90–105.
- [2] Димитриенко Ю.И., Захаров А.А., Коряков М.Н. Компьютерное моделирование нестационарных трехмерных процессов горения зарядов и течения продуктов сгорания в трактах РДТТ // Материалы XII Международной конференции по прикладной математике и механике в аэрокосмической отрасли (NPNJ'2018). (Алушта, 24–31 мая 2018 г.). М.: Изд-во МАИ, 2018. Т. 1. С. 121–123.
- [3] 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. 53–72.
- [4] Милёхин Ю.М., Ключников А.Н., Попов В.С. Сопряженная задача моделирования внутрибаллистических характеристик бесплового РДТТ // Физика горения и взрыва. 2013. Т. 49. № 5. С. 77–85.

Numerical Simulation of Dynamic Interaction of Combustion Products of Energy Condensed Material with Elements of a Flow Path of Complex Shape

Koptev Iliya Ivanovich

kii17ea407@student.bmstu.ru

BMSTU

Fedotova Kseniya Viktorovna

fedkv_89@mail.ru

BMSTU

Gogol Daniil Vladislavovich

Tilaein@yandex.ru

BMSTU

Numerical simulation of the flow of high-temperature combustion products of energy condensed material (ECM) in a channel of complex shape with stagnant zones in the ANSYS Fluent software package is carried out. For various ECM variants, the analysis of the influence of geometric and regime factors on the flow characteristics was carried out. Alternative approaches to modeling two-phase flows in channels with non-stationary geometry are considered, their advantages and disadvantages are demonstrated.

Keywords: *rocket engine based on energy condensed materials, computational fluid dynamics, intra-ballistic characteristics, two-phase flow*

References

- [1] Kiryushkin A.E., Minkov L.L. Modelirovanie vnutrikamernykh protsessov v raketnom dvigatele na tverdom toplive s uchetom dvizheniya poverkhnosti goreniya [Modeling of in-chamber processes in a solid-fuel rocket engine taking into account the movement of the gorenje surface]. Vestnik Tomskogo gosudarstvennogo universiteta. Matematika i mekhanika. [Tomsk State University Journal of Mathematics and Mechanics], 2021, no. 71, pp. 90–105. (in Russ.).
- [2] Dimitrienko Yu.I., Zakharov A.A., Koryakov M.N. Komp'yuternoe modelirovanie nestatsionarnykh trekhmernykh protsessov goreniya zaryadov i techeniya produktov sgoraniya v traktakh RDTT [Computer modeling of unsteady three-dimensional processes of charge combustion and combustion products flow in the tracts of the Gorenje]. Proceedings of the XII International Conference on Applied Mathematics and Mechanics in the Aerospace Industry (NPNJ'2018). (Alushta, May 24–31, 2018). Moscow: MAI Publ., 2018, vol. 1, pp. 121–123. (in Russ.).
- [3] Egorov M.Yu., Egorov S.M., Egorov D.M., Mormul R.V. Chislennoe modelirovanie nestatsionarnykh i nelineynykh vnutrikamernykh protsessov pri srbatyvanii raketnogo dvigatelya na tverdom toplive spetsial'nogo naznacheniya. Chast 1. Postanovka vychislitel'nogo eksperimenta [Numerical modeling of nonstationary and nonlinear in-chamber processes when a rocket engine is triggered on a special purpose solid fuel. Part 1. Setting up a computational experiment]. Vestnik Permskogo natsional'nogo issledovatel'skogo politekhnicheskogo universiteta. Aerokosmicheskaya tekhnika [PNRPU Aerospace Engineering Bulletin], 2016, no. 47, pp. 53–72. (in Russ.).
- [4] Milekhin Yu.M., Klyuchnikov A.N., Popov V.S. Sopryazhennaya zadacha modelirovaniya vnutriballisticheskikh kharakteristik bessplovykh RDTT [The conjugate problem of modeling the intra-ballistic characteristics of hopeless RDTT]. Physics of gorenje and explosion [Combustion, Explosion and Shock Waves], 2013, vol. 49, no. 5, pp. 77–85. (in Russ.).

УДК 621.452

Исследование эффективности комбинированной системы охлаждения сверхзвуковой камеры сгорания на водородном горючем

Кручков Сергей Владимирович

kruchkov-93@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Арефьев Константин Юрьевич

kyarefev@ciam.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Воронцов Андрей Владимирович

voron@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

В работе представлены результаты расчетных оценок эффективности комбинированной системы охлаждения модельного осесимметричного канала, имитирующего участок сверхзвуковой камеры сгорания на водородном горючем. Комбинированные системы охлаждения отличаются от классической регенеративной системы охлаждения наличием тепловой защиты огневой стенки из высокотемпературного композиционного материала. Показано, что применение комбинированной системы охлаждения дает возможность обеспечить работоспособность сверхзвуковой камеры сгорания на оптимальных по коэффициенту избытка воздуха режимах при сохранении высокого уровня удельных тяговых характеристик двигателя.

Ключевые слова: сверхзвуковая камера сгорания, водород, комбинированная система охлаждения, высокотемпературный композиционный материал

Работы, связанные с исследованиями и созданием сверхзвуковых камер сгорания (СКС) для водородного воздушно-реактивного двигателя, который является частью комбинированной силовой установки перспективного воздушно-космического самолета для суборбитальных и трансконтинентальных перевозок грузов и пассажиров, на сегодняшний момент являются востребованными и перспективными.

Разработка СКС является наукоемкой проблемой, которая требует решения ряда сопутствующих задач как в части организации эффективного рабочего процесса, так и в части обеспечения длительной работоспособности двигателя при высоких термических нагрузках и ограниченности хладоресурса горючего. Для увеличения работоспособности предлагается использование комбинированной системы охлаждения, отличающейся от классической регенеративной системы охлаждения наличием тепловой защиты огневой стенки из высокотемпературного композиционного материала на основе карбида кремния.

Для демонстрации эффективности применения предложенной системы охлаждения в работе рассмотрен модельный осесимметричный канал, имитирующий участок СКС на водородном горючем, для которого решена сопряженная тепловая задача в стационарной постановке по методикам, изложенным в [1–3].

В качестве исходных данных задавались следующие параметры: полная энтальпия воздуха $H_{air}^* = 2415$ кДж/кг; энтальпия водорода на входе в систему охлаждения $H_{гор} = -3911$ кДж/кг; массовый расход воздуха $G_{air} = 1,5$ кг; давление в СКС $p_k = 3 \cdot 10^5$ Па. Температура торможения продуктов сгорания в расчете определялась исходя из моделирования полноты сгорания водорода η в различных сечениях рассматриваемого канала [4]. Оценка эффективности комбинированной системы охлаждения проведена при вариации коэффициента избытка воздуха α в диапазоне от 0,6 до 2,5.

Проведенное математическое моделирование позволило спрогнозировать тепловое состояние стенок осесимметричного канала, имитирующего участок сверхзвуковой камеры сгорания на водородном горючем. Выявлено, что применение классического регенеративного охлаждения водородом обеспечивает возможность работы СКС на режимах с коэффициентом избытка воздуха $\alpha < 1$, которые не являются оптимальными с точки зрения удельных тяговых характеристик. Использование предложенной комбинированной системы охлаждения позволяет расширить допустимый диапазон работы двигателя до $\alpha = 2$. Показано, что при толщине ВКМ $\delta = 5$ мм максимальная температура металлической стенки уменьшается на 22 % по сравнению со случаем классического регенеративного охлаждения. Полученные данные могут быть использованы на этапе предварительного проектирования двигателей перспективных летательных аппаратов в части обеспечения допустимого теплового состояния элементов конструкции сверхзвуковой камеры сгорания.

*Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ
в рамках научного проекта № 20-38-90077.*

Литература

- [1] Васильев А.П., Кудрявцев В.М., Кузнецов В.А. Основы теории и расчета жидкостных ракетных двигателей: в 2 кн. Кн. 2 / под ред. Кудрявцева В.М. М.: Высш. шк., 1993. 368 с.
- [2] Добровольский М.В. Жидкостные ракетные двигатели. Основы проектирования. Под ред. Д.А. Ягодникова. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана. 2005. 488 с.
- [3] Александров В.Ю., Арефьев К.Ю., Воронежский А.В. Исследование эффективности регенеративной системы охлаждения сверхзвуковых прямоточных воздушно-реактивных двигателей на углеводородном горючем // Тепловые процессы в технике. 2014. № 11, т. 6. С. 489–495.
- [4] Аннушкин Ю.М. Основные закономерности выгорания турбулентных струй водорода в воздушных каналах // ФГВ. 1981. № 4. С. 59–71.

Study of the Efficiency of the Combined Cooling System of a Supersonic Combustion Chamber on Hydrogen Fuel

Kruchkov Sergey Vladimirovich

kruchkov-93@mail.ru

BMSTU

Arefyev Konstantin Yurievich

kyarefev@ciam.ru

BMSTU

Voronetskiy Andrey Vladimirovich

voron@bmstu.ru

BMSTU

The paper presents the results of computational estimates of the efficiency of the combined cooling system of a model axisymmetric channel simulating a section of a supersonic combustion chamber on hydrogen fuel. CCS differs from the classical regenerative cooling system by the presence of thermal protection of the fire wall made of high-temperature composite material. It is shown that the use of CCS makes it possible to ensure the operability of the SCC at optimal air excess ratio while maintaining a high level of specific thrust characteristics of the engine.

Keywords: supersonic combustion chamber, hydrogen, combined cooling system, high temperature composite material

The reported study was funded by RFBR, project no. 20-38-90077.

References

- [1] Vasiliev A.P., Kudryavtsev V.M., Kuznetsov V.A. Osnovy teorii i rascheta zhidkostnykh raketnykh dvigateley [Fundamentals of theory and calculation of liquid rocket engines]. In 2 books. Book. 2. Ed. Kudryavtsev V.M. Moscow, Higher. shk. Publ., 1993, 368 p. (In Russ.).
- [2] Dobrovolsky M.V. Zhidkostnyye raketnyye dvigateli. Osnovy proyektirovaniya [Liquid propellant rocket engines. Basics of design]. Ed. Yagodnikov D.A. Moscow, Publishing house of BMSTU, 2005. 488 p. (In Russ.).
- [3] Aleksandrov V.Yu., Arefiev K.Yu., Voronetsky A.V. Investigation of the efficiency of the regenerative cooling system of supersonic ramjet engines powered by hydrocarbon fuel. Thermal processes in engineering, 2014, no. 11, vol. 6, pp. 489–495.
- [4] Annushkin Yu.M. The main regularities of the burnout of turbulent jets of hydrogen in air channels. FGV, 1981, no. 4, pp. 59–71. (in Russ.).

УДК 629.783

Модульные двигательные установки для космических аппаратов формата «кубсат»

Кудинов Александр Сергеевич АО ГНЦ «Центр Келдыша»	rockot1@yandex.ru
Фёдоров Сергей Алексеевич АО ГНЦ «Центр Келдыша»	shamusmacduly@gmail.com
Юрченко Ирина Ивановна АО ГНЦ «Центр Келдыша»	Kudinov@kerc.msk.ru
Партола Игорь Станиславович АО ГНЦ «Центр Келдыша»	igor.partola@yandex.ru
Мосолов Сергей Владимирович АО ГНЦ «Центр Келдыша»	mosolov@list.ru
Клименко Александр Геннадьевич АО ГНЦ «Центр Келдыша»	Klimenkocerc@mail.ru

Рассмотрен модульный принцип построения двигательных установок для космических аппаратов формата «кубсат», принятый основными мировыми разработчиками космических аппаратов. Модульная конструкция двигательной установки предполагает размещение в едином компактном блоке всех основных элементов двигательной установки: баков, двигателей малой тяги, элементов регулирования и подачи. Сформированы общие требования к микродвигательным установкам, основными из которых являются модульность, масштабируемость, безопасность, высокое быстродействие, короткие сроки изготовления и поставки, невысокая стоимость.

Ключевые слова: космический аппарат, Кубсат, двигательная установка, модульный принцип

Стандартный механический и электрический интерфейс в модульном принципе построения двигательной установки обеспечивает возможность ее непосредственной установки в типовые космические аппараты формата «кубсат» (пропорциональные одному юниту 1 U = 10×10×10 см).

В работе представляется обзор основных видов двигательных установок для космических аппаратов формата «кубсат», функционирующих на «зеленом» и других экологически чистых топливах, на основе газовых двигателей и комбинированных двигательных установок [1–4].

Современные конструкции двигательных установок для космических аппаратов формата «кубсат» отражают потребность разработчиков в минимизации стоимости космического аппарата и снижении трудоемкости работ по подготовке к пуску. Наиболее распространенным становится выведение таких двигательных установок на орбиту в качестве попутного груза, что предъявляет ряд требований к системам двигательной установки по исключению с их стороны негативного воздействия на основную полезную нагрузку. Упрощение и снижение стоимости подготовки двигательной установки к эксплуатации обуславливает применение экологически чистого топлива. На сегодня сформировались следующие основные рекомендации к двигательным установкам кубсатов:

- масштабируемость двигательной установки и суммарного доступного импульса благодаря возможности выбора оптимального объема топливной емкости;
- быстрый и простой монтаж и подключение двигательного модуля к космическому аппарату;
- экологически чистое и безопасное для персонала топливо, позволяющее минимизировать затраты на конструктивно-технологические и организационные мероприятия по безопасности на всем жизненном цикле кубсата;
- высокие удельные тяговые характеристики и многократность включений, высокое быстродействие клапанов и возможность импульсного и длительного режима работы двигателей.

На реализованных примерах основных мировых разработчиков рассмотрены модульные двигательные установки для космических аппаратов формата «кубсат» на основе однокомпонентных термokatалитических и двухкомпонентных двигателей на экологически чистом топливе, газовые двигатели и гибридные двигательные установки.

Разработка модульных микродвигательных установок для управления космическими аппаратами формата «кубсат» становится новым направлением развития космической техники, позволяющим существенно повысить эффективность использования космических аппаратов данного вида. В настоящее время в мире получен опыт летной эксплуатации микродвигателей на «зеленом» топливе, микродвигательных установок на «холодном» газе, ведутся исследования по созданию микродвигателей на альтернативных видах топлива, включая электролиз воды. Можно говорить о формировании общих требований к микродвигательным установкам, основными из которых являются модульность, масштабируемость, безопасность, высокое быстродействие, короткие сроки изготовления и поставки, невысокая стоимость.

Литература

- [1] Gibbon D., Underwood C. Low Cost Butane Propulsion Systems for Small Spacecraft // Proceeding of the 15th AIAA/USU Conference of Small Satellites, SSC01-XI-1, 2001.
- [2] ArgoMoon Propulsion System. VACCO Industries. Available at: www.vacco.com.X17025000 (accessed November 8, 2021).
- [3] Cocomazzi R., Avanzi A., Modenini D., Tortora P. Systems Design and Performance of Cold Gas Microthruster for Microsatellite Attitude Control // AIAA-2006-4629, 42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE. Joint Propulsion Conference and Exhibit. Sacramento, California, July 9–12, 2006.

- [4] Zoellner A., Conklin J.W., Buchman S., Balakrishnan K. The Drag-free CubeSat // 9th Annual Spring CubeSat Developer's Workshop. Cal Poly State University, San Luis Obispo, CA, USA, April 18–20, 2012.

Propulsion Modules for Cubesat Spacecrafts

Kudinov Alexander Sergeevich

rockot1@yandex.ru

Keldysh Research Center

Fedorov Sergei Alekseevich

shamusmacduly@gmail.com

Keldysh Research Center

Yurchenko Irina Ivanovna

Kudinov@kerc.msk.ru

Keldysh Research Center

Partola Igor Stanislavovich

igor.partola@yandex.ru

Keldysh Research Center

Mosolov Sergey Vladimirovich

mosolov@list.ru

Keldysh Research Center

Klimenko Alexander Gennadievich

Klimenkocerc@mail.ru

Keldysh Research Center

The modular principle of building propulsion systems for spacecraft of the "kubsat" format, adopted by the world's main developers of spacecraft, is considered. The modular design of the propulsion system assumes the placement in a single compact unit of all the main elements of the propulsion system: tanks, low-thrust engines, control and supply elements. General requirements for micro propulsion systems have been formed, the main of which are modularity, scalability, safety, high performance, short production and delivery times, low cost.

Keywords: *spacecraft, CubeSat, propulsion modules, module approach*

References

- [1] Gibbon D., Underwood C. Low Cost Butane Propulsion Systems for Small Spacecraft. Proceeding of the 15th AIAA/USU Conference of Small Satellites, SSC01-XI-1, 2001.
- [2] ArgoMoon Propulsion System. VACCO Industries. Available at: www.vacco.com.X17025000 (accessed November 8, 2021).
- [3] Cocomazzi R., Avanzi A., Modenini D., Tortora P. Systems Design and Performance of Cold Gas Microthruster for Microsatellite Attitude Control. AIAA-2006-4629, 42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE. Joint Propulsion Conference and Exhibit. Sacramento, California, July 9–12, 2006.
- [4] Zoellner A., Conklin J.W., Buchman S., Balakrishnan K. The Drag-free CubeSat. 9th Annual Spring CubeSat Developer's Workshop. Cal Poly State University, San Luis Obispo, CA, USA, April 18–20, 2012.

УДК 536.46

Экспериментальное исследование процессов воспламенения и горения аэровзвеси нанодисперсных частиц полиборида алюминия

Папырин Павел Витальевич

papyrin_pv@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Ягодников Дмитрий Алексеевич

daj@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Сухов Алексей Васильевич

ctpelok91@gmail.com

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Порошкообразные металлические горючие могут использоваться в составе аэро- и газозвесей в воздушно-, гидрорекативных двигателях, а также в энергетических установках на двухкомпонентном порошкообразном топливе. При проектировании двигательных установок, использующих порошки металлов в таком виде, помимо характерных времен преобразования необходимо знать характеристики распространения пламени в газозвеси, что определяет устойчивость и энергетическую эффективность рабочего процесса. Представлены результаты экспериментальных исследований по определению значений скорости оседания газозвеси нанодисперсных частиц полиборида алюминия и скорости распространения пламени, определен спектр излучения продуктов сгорания аэровзвеси нанодисперсных частиц полиборида алюминия, проведен морфологический и химический анализ продуктов сгорания.

Ключевые слова: порошкообразное горючее, полиборид алюминия, нанодисперсные частицы, горение аэровзвесей, спектр излучения продуктов сгорания

Одним из путей повышения эффективности энергетических и двигательных установок является использование высокоэнергетических топлив или добавок в твердое топливо, в частности порошкообразных металлических горючих [1, 2], например, алюминия или бора. Создавая изделия, использующие горючее такого типа, необходимо иметь данные не только о характерных временах преобразования таких топлив, но и о параметрах процесса распространения фронта пламени по газозвеси порошков металлов. Это позволит оценить необходимые времена пребывания топлива в камере сгорания двигателя и, соответственно, габариты такой камеры. Параметры распространения пламени по аэровзвеси нанодисперсных частиц полиборида алюминия изучены сравнительно слабо. Однако использование бора в соединении с достаточно надежно воспламеняющимся алюминием представляется перспективным и, следовательно, изучение процесса распространения пламени по аэровзвеси таких частиц необходимо.

Для определения характеристик распространения пламени в аэровзвеси нанодисперсных частиц полиборида алюминия использована установка постоянного объема [3], с подключенным к ней через световод спектрографом ИСП-51. Вместо фотопластины на спектрограф крепится цифровая приставка МОРС-2 [4], которая позволяет вести запись спектрограммы излучения продуктов сгорания в режиме реального времени с частотой съёмки до 1000 кадров в секунду. В процессе эксперимента велась видеорегистрация процесса распространения фронта пламени по аэровзвеси частиц.

В связи с тем, что для воспламенения полиборида алюминия требуется обеспечить достаточно высокую температуру (1700...1800 К и выше), отработана двухступенчатая система воспламенения: первоначально от навески порошка магния воспламеняется навеска порошка алюминия (АСД-1), а затем от пламени алюминия — частицы полиборида.

В ходе эксперимента пламя распространяется вверх от открытого конца к закрытому, а продукты сгорания отводятся в ресивер, объем которого на порядок больше объема рабочего участка. Это позволяет обеспечить ламинарный режим распространения пламени, скорость распространения которого вычисляется суммированием скоростей оседания аэрозвеси w_{os} и распространения пламени относительно стенок рабочего участка w_f^* ($w_f = w_f^* + w_{os}$).

Полученные в ходе эксперимента конденсированные продукты сгорания оседают на поверхности байонетного затвора в нижней части камеры и в дальнейшем собираются для проведения масс-спектрографического анализа.

В результате спектрографического анализа впервые зарегистрированы в продуктах сгорания аэрозвеси нанодисперсных частиц полиборида алюминия неразрешенные молекулярные полосы в зелено-желтой областях спектра, что характерно для излучения молекул оксида бора BO_2 и подтверждает газофазное горение полиборида алюминия в условиях, реализуемых в рабочем участке экспериментальной установки. Подтверждена возможность подачи и распыливания порошкообразного нанодисперсного полиборида алюминия и реализован процесс распространения пламени в аэрозвеси полиборида алюминия со скоростями $w_f = 0,42...0,75$ м/с. Исследованы морфология и химический состав продуктов сгорания аэрозвеси нанодисперсных частиц полиборида алюминия, анализ которых показал наличие агломерации исходных нанодисперсных частиц в микродисперсные структуры, покрытые пленкой оксида алюминия. Установлен сложный механизм горения аэрозвеси нанодисперсных частиц полиборида алюминия, сопровождающийся образованием газообразного оксида BO_2 , агломерацией конденсированных частиц продуктов сгорания, формированием наноразмерных трубок и игольчатых структур, а также химическими реакциями взаимодействия полиборида алюминия не только с кислородом, но и с присутствующим в воздухе азотом

Литература

- [1] Ягодников Д.А. Воспламенение и горение порошкообразных металлов. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2009. 432 с.
- [2] Бобров А.Н. Исследование процессов воспламенения и горения перхлората аммония и алюминия как двухкомпонентного порошкообразного топлива ракетных двигательных установок: дисс. ... канд. техн. наук. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2007. 159 с. ДСП
- [3] Ягодников Д.А., Воронецкий А.В., Лапицкий В.И. Распространение пламени по аэрозвеси алюминия при пониженных давлениях // Физика горения и взрыва. 1995. Т. 31. № 5. С. 23–30.
- [4] Фотоэлектронные кассеты серии МОРС для модернизации ранее выпущенных спектрографов. Троицк: МОРС, 2010. URL: <http://www.ooo-mors.ru/fek.html> (дата обращения 14.06.2019).

Experimental Study of the Processes of Ignition and Combustion of Air Suspension of Nanodispersed Particles Aluminum Diboride

Papyrin Pavel Vitalievich papyrin_pv@bmstu.ru
BMSTU

Yagodnikov Dmitry Alexseevich daj@bmstu.ru
BMSTU

Sukhov Alexey Vasilievich ctpelok91@gmail.com
BMSTU

Powdered metallic fuels can be used as a part of air and gas suspensions in air and hydro-jet engines, as well as in power plants running on two-component powdered fuel. When designing propulsion systems using metal powders in this form, in addition to the characteristic transformation times, it is necessary to know the characteristics of flame moving in a gas suspension, which determines the stability and energy efficiency of the working process. This paper presents the results of experimental studies to determine the values of the sedimentation rate of the gas suspension of nanodispersed aluminum polyboride particles and the flame propagation speed. The emission spectrum of the combustion products of the aerosuspension of nanodispersed aluminum polyboride particles is determined. The morphological and chemical analysis of combustion products is carried out.

Keywords: powdered fuel, aluminum polyboride, nanodispersed particles, combustion of aerosuspensions, emission spectrum of combustion products

References

- [1] Yagodnikov D.A. Vosplamnenie i gorenie poroshkoobraznykh metallov [Ignition and combustion of powdered metals]. Mosocw, BMSTU Publ., 2009, 432 p. (in Russ.).
- [2] Bobrov A.N. Issledovanie protsessov vosplamneniya i goreniya perklorata ammoniya i al'yuminiya kak dvukhkomponentnogo poroshkoobraznogo topliva raketnykh dvigatel'nykh ustanovok: diss. ... kand. tekhn. nauk [Investigation of the processes of ignition and combustion of ammonium and aluminum perchlorate as a two-component powdery fuel of rocket propulsion systems. diss. ... Cand. tech. sciences]. Mosocw, BMSTU Publ., 2007, 159 p. For administrative use. (in Russ.).
- [3] Yagodnikov D.A., Voronetskiy A.V., Lapitskiy V.I. Rasprostranenie plameni po aerovzvesi alyuminiya pri ponizhennykh davleniyakh [Flame propagation through aluminum air suspension at low pressures]. Physics of gorenje and explosion [Combustion, Explosion and Shock Waves], 1995, vol. 31, no. 5, pp. 23–30. (in Russ.).
- [4] Fotoelektronnye kassetty serii MORS dlya modernizatsii ranee vypushchennykh spektrografovo [Photoelectronic cassettes of the MORS series for the modernization of previously released spectrograph]. Troitsk, MORS Publ., 2010. Available at: <http://www.ooo-mors.ru/fek.html> (accessed June 14, 2019). (in Russ.).

УДК 629.76:621.67

Автоматизированное проектирование центробежного насоса турбонасосного агрегата жидкостного ракетного двигателя в среде инженерного комплекса ANSYS

Полянский Александр Ромилович

pol_alex1@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Рязанов Роман Станиславович

ryazanovroman2015@gmail.com

ИК Энерпред-Ярдос

Рассмотрены вопросы автоматизированного проектирования центробежного колеса, шнека и отводящего устройства насоса жидкостного ракетного двигателя с использованием программного комплекса ANSYS. Используются параметрические возможности оптимизации гидродинамических характеристик. Рассчитаны параметры подвижных и стационарных проточных частей, обеспечивающие оптимальные гидравлические и кавитационные характеристики центробежного насоса.

Ключевые слова: шнек, центробежный насос, турбонасосный агрегат, оптимизация гидродинамических характеристик

На сегодняшний день трудно представить разработку нового продукта без предварительного прогнозирования параметров, которые он может обеспечить. При разработке эскизного проекта необходимо дать общее представление об устройстве, принципе его работы и соответствии требованиям заказчика.

Все чаще перед конструктором ставятся сложные и нетривиальные задачи, решение которых чрезмерно трудоемко при использовании устоявшихся аналитических методик [1, 2], ввиду широкого спектра учитываемых переменных и граничных условий. Нахождение оптимальных характеристик агрегатов с использованием программных комплексов инженерного анализа может существенно облегчить работу конструктора [3–6].

Рассмотрен общий подход к расчету оптимальных параметров лопастной машины. Для решения поставленной задачи использовался пакет прикладных программ инженерного комплекса ANSYS, позволивший провести моделирование и расчет течения жидкости проточной части насоса горючего, исследуемого турбонасосного агрегата. Расчет проводили для шнекоцентробежного насоса с использованием условий периодичности и допущением, что в других межлопастных каналах шнека и центробежного колеса течение рабочей среды идентично.

Для реализации данного подхода необходимо было предварительно получить геометрию шнека и рабочего колеса (ПК) согласно заданным параметрам (угловая скорость вращения, объемный расход, напор, рабочая среда). Форма меридионального сечения ПК определена с использованием модуля Blade Design. Моделирование «сырой» геометрии колеса осуществлялось в стандартном модуле Geometry с использованием расчетной области Flow Path и геометрии лопатки Blade. Параметризация переменных, отвечающих за профиль лопатки и их количество, позволила добиться конечной геометрии центробежного колеса, соответствующей оптимальному распределению статического давления по профилю меридионального сечения по итогам расчетов в модуле Vista TF.

Геометрию шнека разрабатывали с использованием внутреннего CAD — ANSYS DesignModeler, где формировалась не конечная геометрия шнека, а объем, занимае-

мый рабочей жидкостью. Оптимизация геометрических параметров шнека осуществлялась в ANSYS CFX.

Основным требованием, предъявляемым к сеткам, генерируемым в модуле Mesh для шнека и отводящего устройства и модуле TurboGrid для ПК, — это качественное разрешение физических эффектов, возникающих при продувке расчетной области.

По окончании подготовки к расчету все объекты вводились в ANSYS CFX, где разрабатывалась модель проточной части, с учетом периодичности поверхностей рабочего колеса. Для сопряжения граничных поверхностей использовалась функция Stage, приводящая к осреднению параметров расчета в направлении вращения. Данное допущение позволило проводить расчет течения без моделирования воздействия следов соседних лопастей.

При назначении граничных условий не учитывался режим течения с теплопереносом, так как полагалось, что для гидравлических машин данный параметр задействовать не обязательно, а в качестве модели турбулентности была назначена модель $k - \varepsilon$. В качестве граничных условий на входе и выходе из проточной части для конечного расчета назначались полное давление на входе и расход на выходе. Однако некоторые серийные расчеты проводили с заданием полного давления на входе и статического давления на выходе, но в этом случае адекватность результатов также контролировали по интегральным параметрам расхода.

В итоге проведено моделирование центробежного колеса, шнека и отводящего устройства аппаратом ANSYS, а не внешними CAD-программами. Используются параметрические возможности построения геометрии в проведении оптимизационных расчетов на заданные величины.

По результатам проведенной работы рассмотрены вопросы оптимизации гидродинамических характеристик. Получены параметры подвижных и стационарных проточных частей, обеспечивающие оптимальные гидравлические и кавитационные характеристики.

Литература

- [1] Васильев А.П., Кудрявцев В.М., Кузнецов В.А., Курпатенков В.Д., Обельницкий А.М., Поляев В.М., Полуян Б.Я. Основы теории и расчета жидкостных ракетных двигателей / под ред. В.М. Кудрявцева. М.: Высшая школа, 1993. Кн. 2. 368 с.
- [2] Овсянников Б.В., Боровский Б.И. Теория и расчет агрегатов питания жидкостных ракетных двигателей. М.: Машиностроение, 1986. 374 с.
- [3] Пугачев П.В., Свобода Д.Г., Жарковский А.А. Расчет и проектирование лопастных гидромашин. Расчет вязкого течения в гидромашинах с использованием пакета ANSYS CFX. СПб.: Изд-во Политех. ун-та, 2016. 120 с.
- [4] Сулинов А.В., Шаблий Л.С., Зубанов В.М. Методы моделирования рабочего процесса водородных шнекоцентробежных насосов с использованием ANSYS CFD // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета. 2015. Т. 14. № 3. Ч. 2. С. 305–313.
- [5] Nipun P., Tejas N., Anand A. Investigation of Main Area of Cavitation in Centrifugal Pump Using Ansys CFX // International Journal of Engineering Technology, Management and Applied Sciences. 2017. Vol. 5. Iss. 4. URL: <http://ijetmas.com/admin/resources/project/paper/f201704041491320630.pdf> (дата обращения 01.12.2021).
- [6] Rajendran S., Purushothaman K. Analysis of a centrifugal pump impeller using ANSYS-CFX // International Journal of Engineering Research & Technology. 2012. Vol. 1. Iss. 3. URL: <https://www.ijert.org/research/analysis-of-a-centrifugal-pump-impeller-using-ansys-cfx-IJERTV1IS3098.pdf> (дата обращения 01.12.2021).

Computer-Aided Design of Centrifugal Pump of Liquid Rocket Engine Turbopump Unit Using ANSYS Software Package

Polyanskiy Alexander Romilovich

pol_alex1@mail.ru

BMSTU

Ryazanov Roman Stanislavovich

ryazanovroman2015@gmail.com

IC Enerpred-Yardos Ltd

The present paper deals with the problems of computer-aided design of a centrifugal impeller, screw and pump volute of a liquid rocket pump with the use of a program complex ANSYS. Parametric possibilities of geometry building were used while carrying out optimization calculations of the given values. The possibilities of hydrodynamic characteristics optimization based on the results of the work done were considered. The rotating and the stationary flow parts were obtained, providing optimal hydraulic and cavitation characteristics.

Keywords: turbopump, screw, centrifugal pump, hydrodynamic characteristics optimization

References

- [1] Vasilev A.P., Kudryavtsev V.M., Kuznetsov V.A., Kurpatenkov V.D., Obel'nitskiy A.M., Polyayev V.M., Poluyan B.Ya. Osnovy teorii i rascheta zhidkostnykh raketnykh dvigateley. Pod red. V.M. Kudryavtseva [Fundamentals of theory and calculation of liquid-propellant rocket engines. Ed. by V.M. Kudryavtsev]. Moscow, Vysshaya shkola Publ., 1993, book 2, 368 p. (in Russ.).
- [2] Ovsyannikov B.V., Borovskiy B.I. Teoriya i raschet agregatov pitaniya zhidkostnykh raketnykh dvigateley [Theory and calculation of power units for liquid-propellant rocket engines]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1986, 374 p. (in Russ.).
- [3] Pugachev P.V., Svoboda D.G., Zharkovskiy A.A. Raschet i proektirovanie lopastnykh gidromashin. Raschet vyazkogo techeniya v gidromashinakh s ispolzovaniem paketa ANSYS CFX [Calculation and design of paddle hydraulic machines. Calculation of viscous flow in hydraulic machines using the ANSYS CFX package]. Saint Petersburg, St. Petersburg University Publ., 2016, 120 p. (in Russ.).
- [4] Sulinov A.V., Shabliy L.S., Zubanov V.M. Metody modelirovaniya rabocheho protsessa vodorodnykh shnekotsentrobezhnykh nasosov s ispolzovaniem ANSYS CFD [Methods for modeling the working process of hydrogen screw centrifugal pumps using ANSYS CFD]. Vestnik Samarskogo gosudarstvennogo aerokosmicheskogo universiteta [Vestnik of Samara University], 2015, vol. 14, no. 3, part 2, pp. 305–313. (in Russ.).
- [5] Nipun P., Tejas N., Anand A. Investigation of Main Area of Cavitation in Centrifugal Pump Using Ansys CFX. International Journal of Engineering Technology, Management and Applied Sciences, 2017, vol. 5, iss. 4. Available at: <http://ijetmas.com/admin/resources/project/paper/f201704041491320630.pdf> (accessed December 1, 2021).
- [6] Rajendran S., Purushothaman K. Analysis of a centrifugal pump impeller using ANSYS-CFX. International Journal of Engineering Research & Technology, 2012, vol. 1, iss. 3. Available at: <https://www.ijert.org/research/analysis-of-a-centrifugal-pump-impeller-using-ansys-cfx-IJERTV1IS3098.pdf> (December 1, 2021).

УДК 532.5: 536.24

Двухконтурный рекуперативный теплообменный аппарат с межканальным движением теплоносителя в обоих контурах

Пономарев Алексей Викторович alexbmstu2003@gmail.com
МГТУ им. Н.Э. Баумана

Пелевин Федор Викторович pelfv@rambler.ru
МГТУ им. Н.Э. Баумана

Рассмотрен двухконтурный рекуперативный теплообменный аппарат на основе принципа межканального движения теплоносителя сквозь пористый металлический сетчатый материал. Схема межканального движения теплоносителя и металлический сетчатый материал, изготовленный диффузионно-вакуумной сваркой тканых металлических сеток, являются основой для создания компактных высокоэффективных рекуперативных теплообменных аппаратов летательных аппаратов.

Ключевые слова: межканальное движение теплоносителя, металлический сетчатый материал, рекуперативный теплообменный аппарат, эффективность теплообмена

Перед разработчиками рекуперативных теплообменных аппаратов летательных аппаратов постоянно стоит задача уменьшения массы и габаритов изделия.

Один из эффективных методов интенсификации теплообмена заключается в использовании металлических сетчатых материалов в теплообменных устройствах [1]. Известно, что для металлического сетчатого материала (МСМ) характерны самые высокие значения объемной поверхности теплообмена и чрезвычайно высокая интенсивность теплообмена между высокотеплопроводной проницаемой пористой матрицей и протекающим сквозь нее теплоносителем. Теплота отводится от охлаждаемой стенки не за счет конвективного теплообмена как в оребренном тракте, а теплопроводностью по высокотеплопроводному металлическому каркасу пористого материала и далее за счет высокой объемной теплоотдачи в порах передается теплоносителю. Чем выше теплопроводность пористого металлического материала, тем большие объемы пористого материала и теплоносителя будет участвовать в теплообмене.

При двухконтурном рекуперативном теплообменном аппарате (РТА) с межканальным движением теплоносителя (МКДТ) наблюдается максимально возможная теплопередача от горячего к холодному теплоносителю, так как коэффициенты теплоотдачи в обоих контурах α_1 , α_2 максимально большие.

Переход от продольно-канального движения теплоносителя к межканальному движению теплоносителя в двух соосных сопряженных пористых трактах позволяет выравнять коэффициент теплопередачи по длине РТА.

Принцип межканального движения теплоносителя в сочетании с межсеточным движением теплоносителя в МСМ [2] позволяет создать высокоэффективный пористый теплообменный тракт, а на его основе РТА с МКДТ — с большей эффективностью теплообмена, чем у лучших оребренных трактов [3].

В теплообменном тракте с МКДТ удастся уменьшить потери давления в МСМ, не увеличивая габаритных размеров теплообменного тракта [2].

Применение диффузионно-вакуумной сварки фильтровых тканых металлических сеток для изготовления МСМ [4] и принципа МКДТ является основой для создания

высокоэффективных пористых теплообменных трактов для компактных теплообменных аппаратов.

Для каждой конкретной технической задачи при определении конструктивной схемы теплообменного устройства возникает проблема выбора оптимальной конструкции теплообменной поверхности. Под оптимальной поверхностью будем понимать такую конструкцию теплообменной поверхности, в которой при минимальных массе и габаритах осуществляется максимальная интенсификация теплообмена при минимальных затратах энергии на прокачку теплоносителя.

Чем выше теплопроводность МСМ в направлении теплового потока и меньше коэффициент теплопроводности теплоносителя, тем эффективнее теплообмен в пористом тракте, так как передача теплоты от теплоотдающей поверхности в теплоноситель в основном идет по высокотеплопроводному пористому каркасу.

Следует увеличивать эффективность теплообмена не за счет увеличения скорости движения теплоносителя, а за счет развития поверхности теплообмена. Применение пористых МСМ с хорошо развитой поверхностью теплообмена и переход от традиционного продольно-канального движения теплоносителя к межканальному движению теплоносителя сквозь МСМ позволяет работать при малых числах Рейнольдса и максимальной эффективности теплообмена [5].

При проектировании двухконтурных рекуперативных теплообменных аппаратов с МКДТ следует придерживаться следующих практических рекомендаций:

- минимальным гидравлическим сопротивлением в направлении движения теплоносителя;
- высокой теплопроводностью в направлении теплового потока;
- высокой удельной прочностью, необходимой при изготовлении тонкостенных протяженных осесимметричных оболочек;
- равномерной и стабильной проницаемостью.

Всем этим требованиям отвечают МСМ, изготовленные методом диффузионной сварки в вакууме металлических тканых сеток.

Литература

- [1] Поляев В.М., Морозова Л.Л., Харьбин Э.В. Интенсификация теплообмена в кольцевом канале // Известия высших учебных заведений. Машиностроение. 1976. № 2. С. 86–89.
- [2] Пелевин Ф.В. Теплообмен в металлических сетчатых материалах при межканальной транспирации и двумерном межсеточном движении теплоносителя // Теплофизика высоких температур. 2018. № 2. С. 219–228.
- [3] Пелевин Ф.В., Ярославцев Н.Л., Викулин А.В., Орлин С.А., Пономарев А.В. Исследование эффективности теплообмена в компланарных каналах // Теплоэнергетика. 2015. № 3. С. 35–41.
- [4] Капралов Б.П., Сигачев А.П. Новые возможности диффузионно-вакуумной технологии // Производственно-технологический опыт. 1981. № 11. С. 20–35.
- [5] Пелевин Ф.В., Пономарев А.В., Лоханов И.В. Экспериментальное исследование теплообмена при двумерном межсеточном движении теплоносителя в охлаждающем тракте камеры ЖРД двигательных установок перспективных КА // Вестник НПО имени С.А. Лавочкина. 2020. № 3. С. 61–64.

Two-Circuit Recuperative Heat Exchanger with Interchannel Motion of the Coolant in Both Circuits

Ponomarev Alexey Victorovich

alexbmstu2003@gmail.com

BMSTU

Pelevin Fedor Victorovich

pelfv@rambler.ru

BMSTU

This paper discusses a two-circuit recuperative heat exchanger that based on the principle of interchannel coolant motion through porous metallic mesh. The approach involving interchannel coolant motion through metallic mesh fabricated by means of vacuum diffusion welding of woven wire cloths is the basis for developing the compact highly-efficient recuperative heat exchangers for flying vehicles.

Keywords: *interchannel coolant motion, metallic mesh, recuperative heat exchanger, inter-channel coolant motion*

References

- [1] Polyayev V.M., Morozova L.L., Kharybin E.V. Intensifikatsiya teploobmena v kol'tsevom kanale [Heat transfer intensification in the ring channel]. Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedeniy. Mashinostroenie [BMSTU Journal of Mechanical Engineering], 1976, no. 2, pp. 86–89.
- [2] Pelevin F.V. Teploobmen v metallicheskih setchatykh materialakh pri mezhkanal'noy transpiratsii i dvumernom mezhsetochnom dvizhenii teplonositelya [Heat transfer in metal mesh materials during interchannel transpiration and two-dimensional intergrid movement of the coolant]. Teplofizika vysokikh temperatur [High Temperature], 2018, no. 2, pp. 219–228.
- [3] Pelevin F.V., Yaroslavtsev N.L., Vikulin A.V., Orlin S.A., Ponomarev A.V. Issledovanie effektivnosti teploobmena v komplannarnykh kanalakh [Investigation of the efficiency of heat exchange in coplanar channels]. Teploenergetika [Thermal Engineering], 2015, no. 3, pp. 35–41.
- [4] Kapralov B.P., Sigachev A.P. Novye vozmozhnosti diffuzionno-vakuumnoy tekhnologii [New possibilities of diffusion-vacuum technology]. Proizvodstvenno-tekhnologicheskii opyt [Production and technological experienc], 1981, no. 11, pp. 20–35.
- [5] Pelevin F.V., Ponomarev A.V., Lokhanov I.V. Eksperimental'noe issledovanie teploobmena pri dvumernom mezhsetochnom dvizhenii teplonositelya v okhlazhdayushchem trakte kamery ZhRD dvigatelnykh ustanovok perspektivnykh KA [Experimental study of heat transfer during two-dimensional intergrid motion of the coolant in the cooling path of the LPRE chamber of propulsion systems of promising spacecraft]. Vestnik NPO im. S.A. Lavochkina [Herald of the NPO im. S.A. Lavochkin], 2020, no. 3, pp. 61–64.

УДК 536.461:537.84:621.4

Сравнение различных моделей электризации частиц конденсированной фазы в камере сгорания модельного жидкостного ракетного двигателя

Сафонова Дарья Борисовна

btd11@list.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Рудинский Александр Викторович

ravman@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Рассмотрены математические модели для расчетной оценки заряда, приобретаемого частицами конденсированной фазы в ионизированных потоках продуктов сгорания модельного жидкостного ракетного двигателя, работающего на жидком этиловом спирте (75 % по объему) и газообразном кислороде для различных режимов работы. Проведено сравнение результатов расчетов по трем моделям. На основании полученных результатов сделаны выводы о применимости той или иной модели для конкретного случая.

Ключевые слова: конденсированная фаза, двухфазные потоки, заряд твердой частицы, ионизация

Поток продуктов сгорания топлив ракетных двигателей, в частности, жидкостных (ЖРД), содержащий заряженные частицы (электроны и ионы), а также частицы конденсированной фазы (k -фазы), которые приобретают электрический заряд, несет информацию о техническом состоянии двигателя, его газового тракта, а также других важных его элементов, подверженных разрушению в процессе работы. Поэтому в настоящее время практический интерес представляют системы электростатического мониторинга, основанные на регистрации электрофизических характеристик рабочего процесса и позволяющие своевременно выявить аномальные процессы деструкции элементов ЖРД.

В работе рассматриваются три математические модели для расчетной оценки электрического заряда, приобретаемого частицами k -фазы в ионизированном потоке продуктов сгорания модельного ЖРД на топливе: этиловый спирт (75 % по объему) и газообразный кислород при следующих рабочих параметрах. Коэффициент избытка окислителя берется из диапазона $\alpha = 0,5 \dots 2$, а давления в камере сгорания $p_k = 0,5 \dots 3,0$ МПа. Рассматриваются частицы металлов, их оксидов и углерода Cr , C , Al , Fe , Al_2O_3 , Fe_3O_4 , которые могут появляться в тракте жидкостного ракетного двигателя в процессе его аномальной работы (в процессе разрушения). В первой модели [1] электрический заряд частиц оценивался в предположении ионизационного равновесия в системе «ионизированные продукты сгорания и твердая частица k -фазы» в зависимости от значений критерия: отношение радиуса Дебая к радиусу частицы k -фазы, т. е. если радиус частицы меньше радиуса Дебая и радиус частицы конденсированной фазы больше радиуса Дебая. Во второй модели, разработанной китайскими специалистами, в попытке решить проблему контроля разрушения компонентов газового тракта, анализируется расчетно-экспериментальная зависимость величины заряда [2], применяемая в алгоритме системы диагностики разрушения тракта аэрокосмического двигателя. Третья модель [3] основывается на уравнениях термоэмиссионной зарядки сферической частицы металла, окруженной k -фазой, для области ее отрицательного и положительного заряда. Исходными данными для опре-

деления зарядов по рассмотренным моделям являлись концентрации электронов в продуктах сгорания модельного ЖРД [4], полученные в результате выполнения термодинамический расчет состава продуктов сгорания этилового спирта и кислорода при различных соотношениях компонентов и значениях давления в камере сгорания.

В результате расчетов по каждой из трех моделей получены значения электрических зарядов для диапазона диаметров частиц конденсированной фазы 10...200 мкм. Оценена область применения рассматриваемых моделей при вариации граничных условий применительно к режимам работы модельного ЖРД. Полученные результаты могут быть использованы при параметрической диагностике технического состояния ракетного двигателя.

Литература

- [1] Жуховицкий Д.И., Храпак А.Г., Якубов И.Т. Ионизационное равновесие в плазме с конденсированной дисперсной фазой // Химия плазмы / под ред. Б.М. Смирнова. М.: Энергоатомиздат, 1984. № 11. С. 130.
- [2] Liu W., Huang M., Wang Ya., Zhang M. Design and test of sensor for aircraft engine gas path debris electrostatic monitoring // MATEC Web of Conferences. 2017. Vol. 139. Art. ID 00145. DOI: 10.1051/mateconf/201713900145
- [3] Лялин Л.А., Семенов К.И., Калинин В.В., Копыт Н.Х. Электрофизические параметры высокотемпературных металлических частиц // Электрофизика. 2009. С. 150–159.
- [4] Трусов Б.Г. Моделирование кинетики химических превращений: термодинамический подход // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Естественные науки. 2005. № 3. С. 26.

Comparison of Different Models of Condensed Phase Particle Electrization in the Combustion Chamber of the Model Liquid-Propellant Rocket Engine

Safonova Daria Borisovna

btd11@list.ru

BMSTU

Rudinskii Aleksandr Viktorovich

ravman@bmstu.ru

BMSTU

The paper considers mathematical models for the calculated estimate of the charge acquired by condensed phase particles in ionized flows of combustion products of a model liquid-propellant rocket engine operating on liquid ethyl alcohol (75 % by volume) and gaseous oxygen for various operating modes. Comparison of the calculation results for three models is carried out. Based on obtained results, conclusions were drawn about the applicability of particular model for a particular case.

Keywords: Condensed phase, two-phase flow, particle charge, ionization

References

- [1] Zhukhovitskii D.I., Khrapak A.G., Yakubov I.T. Ionizatsionnoe ravnovesie v plazme s kondensirovanoi dispersnoi fazoi [Ionization equilibrium in a plasma with a condensed dispersed phase]. Khimiya plazmy [Plasma chemistry]. Edited by B.M. Smirnov. Moscow, Energoatomizdat Publ., 1984. no. 11, p. 130. (In Russ.).
- [2] Liu W., Huang M., Wang Ya., Zhang M. Design and test of sensor for aircraft engine gas path debris electrostatic monitoring. MATEC Web of Conferences, 2017, vol. 139, art. ID 00145. DOI: 10.1051/mateconf/201713900145

- [3] Lyalin L.A., Semenov K.I., Kalinchak V.V., Kopyt N.Kh. Elektrofizicheskie parametry vysokotemperaturnykh metallicheskikh chastits [Electrophysical parameters of high-temperature metal particles]. Elektrofizika [Electrophysics], 2009, pp. 150–159. (In Russ.).
- [4] Trusov B.G. Modelirovanie kinetiki khimicheskikh prevrashchenii: termodinamicheskii podkhod [Modeling of the kinetics of chemical transformations: a thermodynamic approach]. Vestnik MGTU im. N.E. Baumana. Ser. Estestvennyye nauki [Bulletin of the Bauman Moscow State Technical University. Ser. Natural sciences], 2005, no. 3, p. 26. (In Russ.).

УДК 621.454.2

Анализ взаимных спектральных плотностей фазочастотных спектров сигналов тензометрирования деформаций трубопроводов малого диаметра жидкостных ракетных двигателей в целях оценки остаточного ресурса усталостной прочности

Сулейманов Ильдар Мнипович
АО «НПО «Энергомаш»

ilsullys7@gmail.com

Для определения остаточного ресурса работоспособности трубопроводов охлаждения жидкостных ракетных двигателей при наземных огневых испытаниях наряду с применением традиционных средств измерения предложено использовать методы спектрального анализа (анализ взаимных спектральных плотностей фазочастотных сигналов тензометрирования деформаций). Проанализированы зависимости спектральных плотностей тензограмм деформаций тонких трубопроводов, расположенных в симметрично скомпонованных местах конструкции двигателя и имеющих геометрическое и физическое подобие.

Ключевые слова: метод конечных элементов, взаимная спектральная плотность, взаимный фазовый спектр, вибрация, жидкостной ракетный двигатель, тензометрирование, спектральный анализ

Методом конечных элементов (МКЭ) моделируется напряженно-деформированное состояние (НДС) трубопроводов малого диаметра под воздействием вибрации [1]. Экспериментальные данные, полученные в результате наземных огневых испытаний жидкостного ракетного двигателя (ЖРД), исследованы методами спектрального анализа [2]. Проанализированы некоторые зависимости спектральных плотностей тензограмм деформаций тонких трубопроводов, расположенных в симметрично скомпонованных местах конструкции двигателя и имеющих геометрическое и физическое подобие. На представленных графиках взаимной спектральной плотности демонстрируется подобие деформаций таких трубопроводов. Предложен расчетно-экспериментальный метод прогнозирования состояния трубопровода при многократном использовании двигателя в наземных огневых испытаниях или в составе возвращаемых элементов ракетно-космической системы.

Средством диагностирования НДС элементов ЖРД в данном случае являются тензометры. В процессе проведения огневого испытания измеряют относительные перемещения (сжатия-растяжения) критических мест труб: осуществляют динамическое тензометрирование. В дополнение к этому предварительно выполняют статическое тензометрирование на этапе монтажа указанных магистралей для фиксирования

монтажных остаточных напряжений на неработающем двигателе. В совокупности с данными динамического тензометрирования также используют данные сигналов акселерометров, установленных на сопряженных с трубопроводами агрегатами. Зависимости взаимной спектральной плотности сигналов акселерометров и тензометров информативно обогащают уникальный «виброакустический портрет» двигателя при его работе [3].

Обработку данных выполняли в программе WinПос в части фазочастотных и амплитудно-частотных характеристик [4, 5]. Представляется интересным сравнение взаимных спектральных плотностей геометрически полностью идентичных трубопроводов. Вид фазочастотных компонент взаимных спектральных плотностей весьма незначительно зависит от профиля работы, длительности и особенностей настроек регулирования двигателя. Максимально выражено вид спектра определяют пространственная геометрия трубы, материал, места и способ установки датчиков (зеркально или диаметрально симметричное). Особо детально рассматривался фактор остаточных монтажных напряжений, его влияние на собственные формы и частоты трубопроводов. Нарушение целостности трубы или датчика незамедлительно проявляет себя в виде изменений взаимных спектральных плотностей для конкретного момента времени. Мониторинг его вида в ходе работы ЖРД можно использовать для текущего контроля целостности трубы (и датчика) и исправного состояния трубопроводной магистрали в целом для системы аварийного выключения двигателя в ходе проведения огневых испытаний.

Фазовый спектр показывает, насколько запаздывает или опережает по фазе такая компонента в одном из рядов соответствующую компоненту в другом ряде для данной частоты. В используемом для анализа и обработки сигналов программном средстве WinПос имеется возможность получения взаимного фазового и взаимного амплитудного спектров из двух рядов дискретных последовательностей значений сигналов. Общепринятая терминология этого — взаимная спектральная плотность (cross-spectrum) соответственно фазовой и амплитудной компоненты. Представляет интерес сопоставить взаимные фазовые спектры геометрически идентичных трубопроводов-«близнецов».

Взаимные амплитудные спектры примечательны одним-двумя пиками в полосе 600...700 Гц и варьируются по модулю от 2 до 250 мм/мм. Наблюдаем некоторое сходство взаимной спектральной плотности сигналов пары тензометров одного поперечного сечения по сравнению с его зеркальной парой. Места установки тензометров 1 и 2 расположены диаметрально на 180° напротив 9 и 10, на трубопроводах «близнецах» соответственно 1-го и 2-го датчика.

Отметим, что подобие в наиболее интересующем нас диапазоне 500...800 Гц достаточно близкое. Разница в отдельных фрагментах (частотных полосах) взаимной спектральной плотности может быть объяснена погрешностями геометрии пространственного расположения штуцеров и различием монтажных напряжений двух трубопроводов. Еще примечательнее сравнение взаимной спектральной плотности одной и той же пары тензометров в ходе серии нескольких последовательных огневых испытаний без переборки данной магистрали между испытаниями и, соответственно, при постоянных первоначальных остаточных монтажных напряжениях.

Все вышесказанное для трубопроводов охлаждения рубашек блока газопроводов справедливо и для трубопроводов охлаждения узлов качания камер сгорания.

Литература

- [1] Пастухов В.И. Усталостная прочность трубопроводов, используемых в ЖРД // Труды ГДЛ-ОКБ. 2001. № 19. С. 239–250.
- [2] Ткач В.В. Оценка повреждаемости и ресурса элементов конструкции ЖРД после огневых испытаний // Труды ГДЛ-ОКБ. 2016. № 33. С. 166–174.
- [3] Воробьев Е.Е., Мартиросов Д.С. Функциональная диагностика ЖРД на основе эквивалентной разрешающей способности измеряемых параметров // Труды ГДЛ-ОКБ. 2006. № 23. С. 95–113.
- [4] Дженкинс Г., Ваттс Д. Спектральный анализ и его приложения. Вып. 2. М.: Мир, 1971. С. 98–173.
- [5] Бендат Дж., Пирсол А. Прикладной анализ случайных данных. М.: Мир, 1989. 540 с.

Analysis of Cross-Spectrum of Phase-Frequency Spectra of Strain-Gauge Signals of Deformations of Small-Diameter Liquid-Propellant Engine Pipelines in Order to Assess the Residual Life of Fatigue Strength

Suleymanov Ildar Mnipovich

ilsullys7@gmail.com

JSC "NPO Energomash"

It is proposed to use the methods of spectral analysis (analysis of the cross-spectrum of phase-frequency signals of strain strain gauging), along with the use of traditional measuring instruments, to determine the residual service life of liquid-propellant engine cooling pipelines during ground fire tests. The dependences of the spectral densities of strain strain diagrams of thin pipelines located in symmetrically arranged places of the engine structure and having a geometric and physical similarity are analyzed.

Keywords: liquid-propellant engine, vibration, strain gauging, spectral analysis, Cross-Spectrum

References

- [1] Pastukhov V.I. Ustalostnaya prochnost' truboprovodov, ispol'zuemykh v ZhRD [Fatigue strength of pipelines used in liquid rocket engines]. Trudy GDL-OKB [Proceedings of GDL-OKB], 2001, no. 19, pp. 239–250. (In Russ.).
- [2] Tkach V.V. Otsenka povrezhdaemosti i resursa elementov konstruktсии ZhRD posle ognevnykh ispytaniy [Assessment of damageability and service life of LPRE structural elements after fire tests]. Trudy GDL-OKB [Proceedings of GDL-OKB], 2016, no. 33, pp. 166–174. (In Russ.).
- [3] Vorob'ev E.E., Martirosov D.S. Funktsional'naya diagnostika ZhRD na osnove ekvivalentnoi razreshayushchei sposobnosti izmeryaemykh parametrov [Functional diagnostics of liquid-propellant engine based on the equivalent resolution of the measured parameters]. Trudy GDL-OKB [Proceedings of GDL-OKB], 2006, no. 23, pp. 95–113. (In Russ.).
- [4] Dzhenskings G., Vatts D. Spektral'nyi analiz i ego prilozheniya [Spectral analysis and its applications], iss. 2. Moscow, Mir Publ., 1971, pp. 98–173. (In Russ.).
- [5] Bendat Dzh., Pirsol A. Prikladnoi analiz sluchainykh dannyykh [Applied analysis of random data]. Moscow, Mir Publ., 1989, 540 p. (In Russ.).

УДК 621.454

Численное исследование влияния режимных параметров на характеристики горения в камере ракетного двигателя малой тяги на топливе кислород — метан и кислород — водород

Федотова Ксения Викторовна fedkv_89@mail.ru
МГТУ им. Н.Э. Баумана

Ворожеева Олеся Андреевна oa-vorozheeva@mail.ru
МГТУ им. Н.Э. Баумана

Ковалев Кирилл Евгеньевич kovalev-k@list.ru
МГТУ им. Н.Э. Баумана

Использование экологически чистых компонентов в ракетных двигателях малой тяги (РДМТ) является в настоящее время перспективным направлением. Проведено численное моделирование процесса горения в камере сгорания модельного РДМТ на компонентах кислород — метан и кислород — водород с использованием редуцированных кинетических механизмов. Полученные результаты могут быть использованы для исследования теплового состояния РДМТ, работающего в импульсном режиме.

Ключевые слова: ракетный двигатель малой тяги, вычислительная газовая динамика, горение, диффузионное пламя, горение метана, горение водорода

Перспективным направлением развития органов управления космическими аппаратами является использование ракетных двигателей малой тяги на экологически чистых компонентах. Для современных РДМТ характерны импульсный режим работы и отсутствие регенеративной системы охлаждения, что приводит к необходимости обеспечения стабильного процесса горения с требуемой адиабатной температурой продуктов сгорания [1]. Таким образом, при создании ракетных двигателей малой тяги (РДМТ), работающих в импульсном режиме, важной задачей является определение условий, обеспечивающих надежное воспламенение и устойчивое высокоэффективное сгорание экологически чистых топливных пар: окислителя кислорода в сочетании с метаном или водородом. Одним из возможных способов стабилизации пламени является подбор соответствующих режимных и геометрических факторов. Таким образом, важной задачей становится разработка математической модели, позволяющей проводить численный расчет параметров неравновесного потока смеси газообразных горючего и окислителя в теплонагруженных камерах сгорания РДМТ.

Рассмотрена модельная камера сгорания ракетного двигателя малой тяги, выполненная по схеме с центральным осевым подводом окислителя и различным количеством боковых отверстий подачи горючего. Проведено трехмерное численное моделирование диффузионного режима горения газообразных метана и водорода в газообразном кислороде в камере сгорания модельного РДМТ, основанное на решении осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье — Стокса, дополненных соответствующими редуцированными кинетическими механизмами [2, 3]. Для замыкания система уравнений дополнена моделью турбулентности $k - \epsilon$ и уравнением состояния идеального газа. Для совместного решения задач турбулентного течения и химической кинетики используется модель распада вихрей EDM (Eddy Dissipation Model) [4], в которой ламинарными скоростями реакции пренебрегают, поскольку считается, что скорость

реакции зависит от интенсивности турбулентности в потоке. Проведено параметрическое исследование влияния коэффициента избытка окислителя, а также диаметра и количества струйных форсунок горючего на устойчивость горения неомогенной кислород-метановой и кислород-водородной смеси. В результате математического моделирования получены поля распределения температуры и концентраций продуктов сгорания в камере сгорания модельного РДМТ. Предлагаемый подход к исследованию характеристик рабочего процесса в РДМТ актуален в процессе выполнения многопараметрических исследований, а также на этапе предварительного выбора режимов работы и технического облика данного типа двигательных установок.

Результаты работы могут быть использованы для решения фундаментальных задач, связанных с исследованием особенностей диффузионного режима горения, а также теплового состояния РДМТ на экологически чистых компонентах «кислород — метан» и «кислород — водород», работающих в импульсном режиме.

Литература

- [1] Ворожеева О.А., Ягодников Д.А., Агеенко Ю.И. Моделирование и расчет вероятности безотказной работы жидкостного ракетного двигателя малой тяги по температурному запасу // Известия высших учебных заведений. Машиностроение. 2018. № 8 (701). С. 79–85.
- [2] Батура С.Н., Кукушкин Н.В., Мамышев Д.Л. Численное моделирование горения водорода в сверхзвуковом потоке воздуха с применением различных расчетных моделей // Nonequilibrium processes: Recent accomplishments / ed. by S.M. Frolov, A.I. Lanshin. Москва, 2020. С. 65–67.
- [3] Frassoldati A., Cuoci A., Faravelli T., Ranzi E., Candusso C., Tolazzi D. Simplified kinetic schemes for oxy-fuel combustion // Proceedings of the 1st International Conference on Sustainable Fossil Fuels for Future Energy – S4FE 2009. (Rome, Italy, July 2009). Rome, 2009. URL: http://www.cerfacs.fr/cantera/docs/mechanisms/methane-oxygen/Frassoldati/Frassoldati_full%20paper.pdf (дата обращения 01.12.2021).
- [4] Magnussen B.F., Hjertager B.H. On Mathematical Modeling of Turbulent Combustion with Special Emphasis on Soot Formation and Combustion // 16th Symposium (International) on Combustion. 1977. Vol. 16. Iss.1. Pp. 719–729.

Numerical Study of the Operating Parameters Influence on the Combustion Chamber Characteristics of a Low-Thrust Rocket Engine Powered by Oxygen — Methane and Oxygen — Hydrogen

Fedotova Kseniya Viktorovna fedkv_89@mail.ru

BMSTU

Vorozheeva Olesya Andreevna oa-vorozheeva@mail.ru

BMSTU

Kovalev Kirill Evgenyevich kovalev-k@list.ru

BMSTU

The use of environmentally friendly components in the low-thrust rocket engines is currently a promising direction. In this paper a numerical simulation of the combustion process in the combustion chamber of a model low-thrust rocket engine on the components oxygen — methane and oxygen — hydrogen is performed, using reduced kinetic mechanisms. The obtained results can be used to study the thermal state of the low-thrust rocket engines operating in a pulsed mode.

Keywords: low-thrust rocket engines, computational fluid dynamics, combustion, non-premixed combustion, methane combustion, hydrogen combustion

References

- [1] Vorozheeva O.A., Yagodnikov D.A., Ageenko Yu.I. Modelirovaniye i raschet veroyatnosti bezotkaznoy raboty zhidkostnogo raketnogo dvigatelya maloy tyagi po temperaturnomu zapasu [Modeling and calculation of the probability of failure-free operation of a low-thrust liquid-propellant rocket engine by temperature margin]. Izvestiia vysshikh uchebnykh zavedenii. Mashinostroenie [BMSTU Journal of Mechanical Engineering], 2018, no. 8 (701), pp. 79–85. (in Russ.).
- [2] Batura S.N., Kukshinov N.V., Mamyshev D.L. Chislennoye modelirovaniye goreniya vodoroda v sverkhzvukovom potoke vozdukha s primeneniym razlichnykh raschetnykh modeley [Numerical modeling of hydrogen combustion in a supersonic air flow using various computational models]. In book: Nonequilibrium processes: Recent accomplishments. Ed. by S.M. Frolov, A.I. Lanshin. Moscow, 2020, pp. 65–67. (in Russ.).
- [3] Frassoldati A., Cuoci A., Faravelli T., Ranzi E., Candusso C., Tolazzi D. Simplified kinetic schemes for oxy-fuel combustion. Proceedings of the 1st International Conference on Sustainable Fossil Fuels for Future Energy – S4FE 2009. (Rome, Italy, July 2009). Rome, 2009. Available at: http://www.cerfacs.fr/cantera/docs/mechanisms/methane-oxygen/Frassoldati/Frassoldati_full%20paper.pdf (accessed December 1, 2021).
- [4] Magnussen B.F., Hjertager B.H. On Mathematical Modeling of Turbulent Combustion with Special Emphasis on Soot Formation and Combustion. 16th Symposium (International) on Combustion, 1977, vol. 16, iss.1, pp. 719–729.

УДК 533.6.011.8

Определение оптимальной системы косых скачков уплотнения воздухозаборного устройства с учетом диссоциации набегающего потока воздуха при высоких скоростях набегающего потока

Шостов Артём Константинович

catcher.boxer@gmail.com

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Бугай Владимир Викторович

6772800@gmail.com

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Федотова Ксения Викторовна

fedkv_89@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Проведено сравнение параметров набегающего потока за косым скачком уплотнения при расчете с учетом и без учета диссоциации молекул воздуха. Выявлены границы применимости последнего метода. Определены условия получения максимального коэффициента восстановления полного давления воздухозаборного устройства с учетом диссоциации воздуха. Проведена расчетная оценка с использованием библиотеки термодинамического расчета Cantera языка программирования Python.

Ключевые слова: число Маха, скачок уплотнения, оптимизация, воздухозаборные устройства, диссоциация

Интенсивное развитие естественных наук, систем коммуникации и космических исследований привело к потребности в увеличении числа полетов на орбиту Земли. В настоящее время большой интерес представляет использование самолетных принципов при проектировании средств доставки полезных грузов в космос. При этом

обеспечивается сравнительно меньшая стоимость за счет существенной сохраняемости и возможности многоразового использования всех элементов конструкции, а также вследствие более высокой экономичности силовой установки, использующей на значительной части траектории полета в качестве окислителя атмосферный воздух [1]. Одной из актуальных проблем при создании комбинированных силовых установок летательных аппаратов, использующих заборный воздух, является разработка эффективных воздухозаборных устройств (ВЗУ).

Сверхзвуковое ВЗУ используется для нагнетания набегающего воздушного потока в камеру сгорания комбинированной силовой установки [2]. Геометрические характеристики (например, количество и углы наклоны ступеней) ВЗУ подбираются таким образом, чтобы преобразование скоростного напора набегающего потока в статическое давление осуществлялось с наименьшими потерями, которые возрастают с увеличением интенсивности косых скачков уплотнения [3]. С повышением температуры заметную роль начинает играть возбуждение колебательных уровней внутренней энергии молекул кислорода и азота, содержащихся в воздухе. При температуре приблизительно 3000 К и давлении 1 атм. колебательные степени свободы молекул кислорода оказываются полностью возбужденными, и дальнейшее повышение температуры приводит к диссоциации.

При полете на скоростях выше пяти чисел Маха из-за торможения потока происходит сильный нагрев набегающего воздуха в системе косых скачков уплотнения, часто превышающих температуру плавления жаропрочных материалов [4]. В связи с этим протекают процессы, изменяющие свойства воздуха, а именно, происходит его диссоциация. При диссоциации воздуха значительно изменяются такие параметры как изобарная и изохорная теплоемкости и, соответственно, показатель адиабаты [5]. Поэтому при высоких скоростях полета уже нельзя не учитывать сопровождающую торможение набегающего потока диссоциацию.

В работе получены параметры воздуха с учетом диссоциации с использованием библиотеки Cantera для языка программирования Python [6]. Данная библиотека производит расчет равновесного состава по минимуму энергии Гиббса, используя модель полинома с семью коэффициентами NASA для параметризации теплоемкости. Рассмотрено влияние диссоциации воздуха при обтекании клина сверхзвуковым потоком на различные его параметры. Определена граница числа Маха, начиная с которой необходимо учитывать влияние диссоциации.

Получены оптимальные системы косых скачков для воздухозаборного устройства, обеспечивающие наибольший коэффициент восстановления полного давления. При малых числах Маха получено общеизвестное правило равенства интенсивности скачков для оптимального диффузора. Однако при увеличении числа Маха потока разность между интенсивностью первого и последнего скачка начинает увеличиваться.

Полученные результаты могут быть полезны экспертам при проектировании летательных аппаратов, рассчитанных на полеты на скоростях выше восьми чисел Маха.

Литература

- [1] Голубев А.Г. Аэродинамика / под ред. В.Т. Калугина. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2017. 607 с.
- [2] Строгалев В.П., Толкачева И.О., Быков Н.В. Основы прикладной газовой динамики. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2014. 172 с.

- [3] Абрамович Г.Н. Прикладная газовая динамика: учеб. руководство. 5-е изд., перераб. и доп. М.: Наука, 1991. 600 с.
- [4] Основы проектирования ракетно-прямоточных двигателей для беспилотных летательных аппаратов / Б.В. Орлов и [др.] / под ред. Б.В. Орлова. М.: Машиностроение, 1967. 424 с.
- [5] Ганжело А.Н. Оптимизация одной системы скачков уплотнения // Механика жидкости и газа. 2009. № 4. С. 162–172.
- [6] David G. Goodwin, Raymond L. Speth, Harry K. Moffat, Bryan W. Weber. Cantera: An object-oriented software toolkit for chemical kinetics, thermodynamics, and transport processes. 2021. Version 2.5.1. DOI:10.5281/zenodo.4527812

Calculation of the Optimal System of Oblique Shock Waves of the Air Intake Device Taking into Account the Dissociation of the Incoming Air Flow at High Velocities of the Incoming Air Flow

Shostov Artyom Konstantinovich catcher.boxer@gmail.com
BMSTU

Bugay Vladimir Viktorovich 6772800@gmail.com
BMSTU

Fedotova Kseniya Viktorovna fedkv_89@mail.ru
BMSTU

Comparison of the parameters of the incident flow behind the oblique shock wave in the calculation with and without allowance for the dissociation of air molecules is carried out. The limits of applicability of the last method are revealed. The conditions for obtaining the maximum recovery factor of the total pressure of the air intake device, taking into account the dissociation of air, have been determined. A computational assessment was carried out using the Cantera thermodynamic calculation library of the Python programming language.

Keywords: optimization, Mach number, dissociation, air intake devices, shock waves

References

- [1] Golubev A.G. Aerodinamika. Pod red. V.T. Kalugina [Aerodynamics. Ed. by V.T. Kalugin]. Moscow, BMSTU Press, 2017, 607 p. (in Russ.).
- [2] Strogalev V.P., Tolkacheva I.O., Bykov N.V. Osnovy prikladnoy gazovoy dinamiki [Fundamentals of Applied Gas Dynamics]. Moscow, BMSTU Press, 2014, 172 p. (in Russ.).
- [3] Abramovich G.N. Prikladnaya gazovaya dinamika [Applied gas dynamics]. Moscow, Nauka Publ., 1991, 600 p. (in Russ.).
- [4] Orlov B.V., ed. Osnovy proektirovaniya raketno-pryamotochnykh dvigateley dlya bespilotnykh letatel'nykh apparatov [Fundamentals of designing ramjet rocket engines for unmanned aerial vehicles. Ed. by B.V. Orlov]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1967. 424 p. (in Russ.).
- [5] Gangelo A.N. Optimization of one system of shock waves. Mechanics of liquid and gas, 2009, no. 4, pp. 162–172. (in Russ.).
- [6] David G. Goodwin, Raymond L. Speth, Harry K. Moffat, Bryan W. Weber. Cantera: An object-oriented software toolkit for chemical kinetics, thermodynamics, and transport processes. 2021. Version 2.5.1. DOI:10.5281/zenodo.4527812



Секция 4. КОСМИЧЕСКАЯ ЭНЕРГЕТИКА И КОСМИЧЕСКИЕ ЭЛЕКТРОРАКЕТНЫЕ ДВИГАТЕЛЬНЫЕ СИСТЕМЫ — АКТУАЛЬНЫЕ ПРОБЛЕМЫ СОЗДАНИЯ И ОБЕСПЕЧЕНИЯ КАЧЕСТВА, ВЫСОКИЕ ТЕХНОЛОГИИ

УДК 621.793

Исследование работы вакуумно-дугового испарителя с протяженной зоной испарения для нанесения защитных покрытий на детали транспортных и энергетических газотурбинных установок

Бенклян Артем Сергеевич

benklyanartem@yandex.ru

НИЦ «Курчатовский институт» – ВИАМ

Ляпин Александр Александрович

laa1@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Будиновский Сергей Александрович

nex7@yandex.ru

НИЦ «Курчатовский институт» – ВИАМ

Татарников Сергей Владимирович

Tatarnikoff.sergey@yandex.ru

НИЦ «Курчатовский институт» – ВИАМ

Рассмотрены ключевые особенности работы перспективного вакуумно-дугового испарителя с протяженной зоной испарения для нанесения защитного покрытия на крупногабаритные изделия газотурбинной установки и предложены перспективы применения разработанных в НИЦ «Курчатовский институт» – ВИАМ защитных покрытий в производстве космических газотурбинных установок с применением серийно-выпускаемых трубных катодов.

Ключевые слова: защитные ионно-плазменные покрытия, жаростойкие покрытия, коррозионно-стойкие покрытия, вакуумно-дуговое осаждение, вакуумно-дуговая мультиэлектродная система, газотурбинная установка, газотурбинный двигатель

Начиная с 70-х годов XX в. для нанесения защитных покрытий и модифицирования свойств поверхности деталей из конструкционных и инструментальных сталей и сплавов в промышленности достаточно широко используются вакуумные ионно-плазменные технологии, базирующиеся на применении различных источников низкотемпературной газоразрядной или металлической плазмы [1–6], в том числе и для нанесения твердых покрытий из карбидов и нитридов металлов на инструмент, износостойких покрытий на пары трения. Генерация сильно ионизованной плазмы осаждаемого вещества в вакуумном дуговом разряде осуществляется с внешней поверхности катода, из материала покрытия, в роли которого может выступать любой металл или сплав. Основным преимуществом этих процессов является высокая энергия конденсирующихся частиц — ионов, существенно влияющая на зарождение, рост, морфологию и микроструктуру получаемых конденсированных покрытий.

Практически все существующие вакуумно-дуговые устройства имеют плоский цилиндрический катод и коаксиально расположенный с ним анод, поскольку они унаследовали эту геометрию от электроракетных двигателей (ЭРД), что естественно ограничивает максимальный допустимый размер обрабатываемых изделий размером зоны испарения катода и не позволяет применять ионно-плазменную технологию нанесения защитных покрытий на крупногабаритные изделия либо требует разработки оборудования с большим количеством испарителей.

На предприятиях авиастроительного комплекса России и некоторых зарубежных стран для нанесения защитных покрытий на детали горячего тракта газотурбинных двигателей используется созданная в НИЦ «Курчатовский институт» – ВИАМ установка ионно-плазменного напыления МАП-1 и ее современные модификации МАП-2 и МАП-3. Важной отличительной чертой установок типа МАП от серийно выпускаемых ионно-плазменных установок (типа «Булат», «Пуск» и др.) является то, что МАП создавалась для нанесения защитных покрытий толщиной порядка 100...150 мкм на рабочие лопатки турбин, что привело к отказу от традиционной коаксиальной конструкции вакуумно-дугового испарителя и применения крупногабаритного трубного катода размерами $\varnothing 180$ мм x 340 мм и массой до 30 кг. В настоящее время МАП применяется для нанесения покрытий на крупногабаритные рабочие лопатки промышленных турбин, сопловые лопатки турбин с развитыми полками, сопловые аппараты компрессора и ряд других деталей по геометрии и размерам, существенно отличными от лопаток, под которые она создавалась. В связи с этим в НИЦ «Курчатовский институт» – ВИАМ работы проводятся работы по созданию нового оборудования для нанесения защитных покрытий на крупногабаритные детали ГТД с использованием серийно выпускаемых катодов для промышленных установок типа МАП из никелевых, кобальтовых и алюминиевых сплавов. Проводятся исследования вакуумно-дугового рабочего процесса опытных многокатодных (2–4 стандартных трубных катода) ионно-плазменных установок с секционированным анодом.

В работе представлены результаты исследований влияния магнитного поля от катодного электромагнитного фиксатора катодных пятен, загрузки установки покрываемыми деталями на вольтамперные характеристики (ВАХ) вакуумно-дугового разряда, распределение химического и фазового состава покрытия по поверхности имитатора крупногабаритного изделия в мультиэлектродной системе.

Современные перспективные космические задачи, в число в которых входят доставка тяжелых космических аппаратов на геостационарные орбиты, освоение Луны и Марса, полеты в дальний космос и многие другие потребуют наличие мощного источника энергоснабжения на борту пилотируемых аппаратов. Самым перспективным источником питания в данный момент выступает ядерная энергетическая установка с газотурбинным преобразователем энергии [7].

Для космических задач крайне перспективны технологии, позволяющие увеличить ресурс и надежность работы составных узлов космического аппарата. В качестве способа повышения ресурса работы газотурбинного преобразователя возможно применение защитных покрытий, разработанных в НИЦ «Курчатовский институт» – ВИАМ.

В результате работы достигнуты следующие результаты.

1. Представлены основные результаты по созданию новых ионно-плазменных установок для нанесения защитных ионно-плазменных покрытий для наземных ГТУ, разработанных в НИЦ «Курчатовский институт» – ВИАМ.

2. Установлено, что технологии, применяемые для повышения ресурса наземных ГТУ, могут найти свое применение и в космических ГТУ.

3. Проведено комплексное исследование работы перспективного вакуумно-дугового испарителя с протяженной зоной испарения для нанесения защитного покрытия на крупногабаритные изделия ГТД и ГТУ.

Литература

- [1] Способ защиты лопаток газовых турбин: пат. 2404286 Рос. Федерация. № 2009139016; заявл. 22.10.2009; опубл. 20.11.2010. Бюл. 16.
- [2] Мубояджян С.А., Будиновский С.А. Ионно-плазменная технология: перспективные процессы, покрытия, оборудование // *Авиационные материалы и технологии*. 2017. №. S. С. 39–54. DOI: 10.18577/2071-9140-2017-0-5-39-54
- [3] Каблов Е.Н., Мубояджян С.А. Эрозионностойкие покрытия для лопаток компрессора газотурбинных двигателей // *Электротехнология*. 2016. № 10. С. 23–38.
- [4] Мубояджян С.А., Александров Д.А., Луценко А.Н., Журавлева П.Л. Упрочнение поверхности титановых сплавов методом ионной имплантации и ионного модифицирования // *Авиационные материалы и технологии*. 2018. № 2. С. 33–39. DOI: 10.18577/2071-9140-2018-0-2-33-39
- [5] Мубояджян С.А. Защитные покрытия для деталей горячего тракта ГТД // *Все материалы: энциклопедический справочник*. 2011. № 3. С. 26–30.
- [6] Мубояджян С.А., Луценко А.Н., Горлов Д.С., Александров Д.А. Исследование возможности повышения служебных характеристик лопаток компрессора ГТД методом ионного модифицирования поверхности // *Труды ВИАМ: электрон. науч.-технич. журн.* 2013. № 1, ст. 02. URL: <http://www.viam-works.ru> (дата обращения 20.04.2020).
- [7] Акимов В.Н. и др. Особенности построения и возможные применения мощных ядерных энергодвигательных установок перспективных космических аппаратов // *Инженерный журнал: наука и инновации*. 2019. № 6 (90). DOI: 10.18698/2308-6033-2019-6-1889

Study of Operation of a Vacuum-Arc Evaporator with a Long Evaporator Zone for Applying Protective Coatings on Parts of Transportation and Power Gas Turbine Plants

Benklyan Artem Sergeevich

benklyanartem@yandex.ru

National Research Center "Kurchatov Institute" – VIAM

Lyapin Alexander Alexandrovich

laa1@bmstu.ru

BMSTU

Budinovskiy Sergey Aleksandrovich

nex7@yandex.ru

National Research Center "Kurchatov Institute" – VIAM

Tatarnikov Sergey Vladimirovich

Tatarnikoff.sergey@yandex.ru

National Research Center "Kurchatov Institute" – VIAM

This paper considers the key features of the operation of a promising vacuum-arc evaporator with an extended evaporation zone for applying a protective coating on large-sized products of a gas turbine unit (GTU) and suggests the prospects for the use of protective coatings developed at the National Research Center "Kurchatov Institute" – VIAM in the production of space GTUs using serially-emitted tube cathodes.

Keywords: *protective ion-plasma coatings, heat-resistant coatings, corrosion-resistant coatings, gas turbine engine, gas turbine unit, vacuum-arc deposition, vacuum-arc multi-electrode system*

References

- [1] Sposob zashchity lopatok gazovykh turbin [Method for protecting blades of gas turbines]: US Pat. 2404286 Rus. Federation. No. 2009139016; declared 10.22.2009; publ. 20.11.2010. Bul. 16. (In Russ.).
- [2] Muboyadzhyan S.A., Budinovskii S.A. Ionno-plazmennaya tekhnologiya: perspektivnye protsessy, pokrytiya, oborudovanie [Ion-plasma technology: prospective processes, coatings, equipment]. Aviatsonnyye materialy i tekhnologii [Aviation materials and technologies], 2017, no. 5, pp. 39–54. DOI: 10.18577/2071-9140-2017-0-5-39-54
- [3] Kablov E.N., Muboyadzhyan S.A. Eroziionnostoikie pokrytiya dlya lopatok kompressora gazoturbinnykh dvigatelei [Erosion-resistant coatings for compressor blades of gas turbine engines]. Elektrometallurgiya [Electrometallurgy], 2016, no. 10, pp. 23–38. (In Russ.).
- [4] Muboyadzhyan S.A., Aleksandrov D.A., Lutsenko A.N., Zhuravleva P.L. Uprochnenie poverkhnosti titanovykh splavov metodom ionnoi implantatsii i ionnogo modifitsirovaniya [Surface hardening of titanium alloys by ion implantation and ion modification]. Aviatsonnyye materialy i tekhnologii [Aviation materials and technologies], 2018, no. 2, pp. 33–39. DOI: 10.18577/2071-9140-2018-0-2-33-39 (In Russ.).
- [5] Muboyadzhyan S.A. Zashchitnye pokrytiya dlya detalei goryachego trakta GTD [Protective coatings for gas turbine engine hot section parts]. Vse materialy: entsiklopedicheskii spravochnik [All materials. Encyclopedic reference book], 2011, no. 3, pp. 26–30. (In Russ.).
- [6] Muboyadzhyan S.A., Lutsenko A.N., Gorlov D.S., Aleksandrov D.A. Issledovanie vozmozhnosti povysheniya sluzhebnykh kharakteristik lopatok kompressora GTD metodom ionnogo modifitsirovaniya poverkhnosti [Investigation of the possibility of increasing the service characteristics of GTE compressor blades by the method of ionic surface modification]. Trudy VIAM: elektron. nauch.-tekhnich. zhurn [Proceedings of VIAM: electron. scientific and technical zhurn.], 2013, no. 1, art. no. 02. Available at: <http://www.viam-works.ru> (accessed April 20, 2020). (In Russ.).
- [7] Akimov V.N. et al. Osobennosti postroeniya i vozmozhnye primeneniya moshchnykh yadernykh energodvigatel'nykh ustanovok perspektivnykh kosmicheskikh apparatov [Features of construction and possible applications of powerful nuclear power propulsion systems of promising spacecraft]. Inzhenernyi zhurnal: nauka i innovatsii [Engineering Journal: Science and Innovation], 2019, no. 6 (90). DOI: 10.18698/2308-6033-2019-6-1889 (In Russ.).

УДК 621.383

Анализ конструкций концентраторных модулей на основе многокаскадных фотоэлектрических преобразователей

Воеводкин Георгий Сергеевич

georgiyvoev@gmail.com

НПП «Квант»

Вагапова Наргиза Тухтамышевна

vagapova_nt@msk.npp-kvant.ru

НПП «Квант»; РТУ МИРЭА; НИТУ «МИСиС»

Лебедев Андрей Александрович

tovarisch-aal@mail.ru

НПП «Квант»; НИТУ «МИСиС»

Рябцева Мария Владимировна

Sineva1901@gmail.com

НПП «Квант»

Бадурин Илья Владимирович

badurin17@gmail.com

НПП «Квант»

Представлен обзор перспективных концентраторных модулей на основе фотоэлектрических преобразователей для концентрированного солнечного излучения. Рассмотрены основные критерии классификации концентраторных модулей космического назначения.

Показаны результаты оценки эффективности перспективных конструкций фотоэлектрических преобразователей для концентрированного солнечного излучения, где наиболее эффективным показал себя фотоэлектрический преобразователь точечного типа с трехкаскадной полупроводниковой структурой на основе материалов AlInBV.

Ключевые слова: фотоэлектрический преобразователь, солнечная батарея, концентрированное солнечное излучение, полупроводниковые материалы AlInBV

Первичным элементом системы энергопитания космического аппарата (КА) служит солнечная батарея (СБ). От ее ресурса напрямую зависит срок активного существования (САС) КА. Сегодня для питания большинства КА используются СБ на основе многокаскадных фотоэлектрических преобразователей (ФЭП) со структурой InGaP/InGaAs/Ge [1]. Данные ФЭП обладают лучшими электрическими показателями по сравнению с классическими Si элементами. Однако для обеспечения КА требуемой мощностью создаются СБ больших площадей, что увеличивает массу изделия, а также вероятность пагубного воздействия факторов космического пространства. Поэтому в качестве альтернативного направления совершенствования фотовосприимчивой электрогенерирующей части СБ космического назначения предложена концентраторная фотоэнергетика.

ФЭП для концентрированного солнечного излучения (КСИ) представляет собой п/п прибор, оптимизированный для эффективного прямого преобразования энергии КСИ в электрическую энергию. Концентрирование солнечного излучения осуществляется за счет оптической системы концентрирования (ОСК), которая вместе с ФЭП для КСИ входит в состав концентраторных модулей (КМ). Принцип действия КМ аналогичен принципу действия обычной СБ, с той разницей, что у КМ солнечные лучи фокусируются ОСК, испытывая рефракцию и отражение. В результате, поглощение КСИ приводит к генерации большого количества электрон-дырочных пар в слоях структуры ФЭП [2].

Использование элементов такого типа позволит увеличить удельные электрические характеристики СБ КА (КПД более 40 % [2]) благодаря повышенному энерго-съему (более 380 Вт/м² [3]). В следствие чего для обеспечения КА потребуются СБ меньших площадей. Кроме того, ФЭП КСИ имеют повышенную устойчивость к действию космической радиации за счет экранирующего действия ОСК и других элементов конструкции КМ, а также в результате процессов фотоинжекционного отжига радиационно-индуцированных дефектов за счет энергии, выделенной в результате поглощения концентрированного потока фотонов [4]. Благодаря этим преимуществам ожидается, что САС СБ с КМ составит более 20 лет на геостационарной орбите [3]. Следует отметить, что эти ФЭП экономически выгодны в производстве, поскольку позволяют радикально снизить расход п/п материалов при их изготовлении (с подложки диаметром 100 мм можно получить ~55 элементов).

Однако при эксплуатации ФЭП КСИ через его структуру протекает ток большой величины, что повышает рабочую температуру прибора. Это может негативно сказаться на выходных характеристиках СБ. Именно поэтому для создания высокоэффективного КМ важно качественно подойти к выбору составляющих материалов, ОСК и охлаждения. Обычно в состав КМ входят ФЭП КСИ с низким последовательным сопротивлением, способные работать при высоких концентрациях солнечного излучения, что требует соответствующей оптимизации контактной структуры, а также туннельных диодов. Особую сложность вызывает создание эффективной радиационно-стойкой ОСК с малой массой. Механическая конструкция, должна фиксировать ФЭП КСИ и

ОСК в заданном взаиморасположении с достаточно высокой точностью. Кроме того, диэлектрические материалы, входящие в состав модуля, должны обеспечивать изоляцию ФЭП КСИ при высоких уровнях напряжения, при этом не препятствуя отводу тепла, осуществляющему поддержку рабочих температур ФЭП КСИ.

В соответствии с конструкцией КМ в первом приближении можно выделить пять основных критериев классификации КМ космического назначения, первым из которых является тип ФЭП КСИ, подразумевающий различия:

- в типе конструкции полос контактной сетки ФЭП (коническая, прямая);
- материале и особенностях исполнения полупроводниковой структуры — каскадные структуры на основе п/п материалов АШВУ. При этом возможны варианты исполнения по габаритам (точечные и линейные); по реализации шунтирующего диода (интегрированный, отдельный элемент, монолитный); метаморфные, на инородных подложках, 4-х и более каскадные и др.

Второй критерий — по способу реализации ОСК, которые можно рассматривать как различия:

- в типе концентратора (жесткие и гибкие линзы Френеля, рефлекторы и др.);
- кратности концентрирования;
- количестве уровней (одноуровневая и многоуровневая). Например, для увеличения эффективности ФЭП в качестве первичного элемента системы используется линза Френеля, а вторичного — зеркала, отражатели и др.;
- типе концентрирования (линейная и точечная), что определяет габаритные размеры ФЭП.

Третьим критерием является вариативность по типу основания, который чаще всего также играет роль теплоотвода: материал (композит, металл, п/п, печатная плата и др.) и тип основания (сотовое, сплошное, гибкое).

Четвертый критерий основан на различии по типу исполнения коммутации ФЭП в КМ. В частности, использование коммутационных шин или контактных дорожек (в случае использования печатной платы в качестве основания) для соединения элементов между собой или коммутационных проволок — для монтирования ФЭП с малой площадью токосъемных площадок на печатную плату.

Пятый критерий содержит в себе отличие по типу каркасов КМ, которые могут быть механически жесткими, механически подвижными либо гибкими.

Благодаря проведенному литературному обзору результатов работ международных лабораторий была сформирована база перспективных конструкций ФЭП КСИ. В результате была разработана методика, позволяющая оценить эффективность использования того или иного конструктивного решения в части подбора типа КМ для КА. В основе данной работы лежит методика, приведенная в [5]. Она, подготовленная на базе расчета и сопоставления основных абсолютных и удельных параметров СБ КА, позволяет подобрать оптимальный для конкретной нагрузки СБ ФЭП из известных на сегодняшний день. Следует отметить, что простой перенос приведенной в [5] методики на ФЭП КСИ, невозможно, так как эти ФЭП, электрические параметры которых взяты в качестве исходных данных расчета, не являются продуктами массового производства. В связи с этим результаты могут нести лишь оценочный характер. Кроме того, спрогнозировать выходные характеристики ФЭП КСИ на конец САС на данный момент не представляется возможным, из-за недостаточного объема экспериментальных данных влияния фотоинжекционного отжига на радиационную стойкость полупроводниковой структуры ФЭП.

Для проведения оценки влияния внедрения различных типов ФЭП КСИ в конструкцию перспективных СБ на основе вышеизложенного обзора были выбраны следующие виды ФЭП при КСИ 19,5 крат:

- точечные и линейные;
- 1-6-каскадные структуры;
- на основе Si и полупроводниковых материалов АШВV;
- структуры с квантовыми ямами, с нанопроволоками, на основе разбавленных нитридов.

Согласно полученным результатам:

• максимальную мощность СБ позволяют получить 3-каскадные ФЭП точечного типа с квантовыми ямами ($2,11 \text{ кВт/м}^2$) и 4-каскадные ($2,05 \text{ кВт/м}^2$);

• при сравнении 3-каскадных элементов точечного и линейного типа наиболее эффективными являются точечные — 43,91 %, тогда как линейные ФЭП имеют эффективность 30,69 %. Однако, вторые надежнее из-за наличия интегрированного шунтирующего диода у каждого элемента. При этом использование линейного типа ФЭП упрощает их коммутацию в КМ из-за меньшего количества элементов;

• при сравнении ФЭП с разным количеством каскадов очевидным становится, что 4-каскадные ФЭП обладают максимальной мощностью, что позволяет получить СБ с большим ресурсом ($2,05 \text{ кВт/м}^2$);

• среди 3-каскадных точечных ФЭП успешным выбором является структура с квантовыми ямами ($2,11 \text{ кВт/м}^2$). В случае рассмотрения структур с разбавленными нитридами даже наличие дополнительного каскада не позволяет получить высокие эксплуатационные характеристики СБ.

Выбор универсального типа ФЭП КСИ осложняется подбором наиболее эффективного элемента в каждом из рассмотренных критериев КМ, что зависит от целевых задач КА и условий эксплуатируемой орбиты. Однако если сравнить удельную выходную мощность ФЭП для единичной концентрации ($\sim 360 \text{ Вт/м}^2$ [5]) и ФЭП КСИ на основе InGaP/InGaAs/Ge, вторые имеют преимущество более чем в 5,5 раз. Таким образом можно сделать вывод, что КМ ФЭП КСИ могут служить хорошим и надежным источником тока для КА, отправляющимся в дальние космические миссии, а также для напланетных станций.

Литература

- [1] Слыщенко Е.В., Наумова А.А., Лебедев А.А., Генали М.А., Вагапова Н.Т., Жалнин Б.В. Обзор современных фотоэлектрических преобразователей космического назначения на основе соединений АШВV // Сибирский журнал науки и технологий. 2018. Т 19. № 2. С. 308–324.
- [2] Geisz J., France R., Schulte K., Steiner M., Norman A., Guthrey H., Young M., Song T., Moriarty T. Six-junction III–V solar cells with 47.1 % conversion efficiency under 143 Suns concentration // Nature Energy. 2020. Vol. 5. Pp. 326–335. DOI: 10.1038/s41560-020-0598-5
- [3] Андреев В.М., Калужный Н.А., Минтаиров С.А., Калиновский В.С., Шварц М.З. Тенденции развития каскадных фотоэлектрических преобразователей нового поколения для аэрокосмических солнечных электростанций // Первый международный форум по возобновляемой энергетике REENFOR-2013. М.: ОИВТ РАН, 2013. С. 65–67.
- [4] Barrutia L, Garcia I., Barrigon E., Ochoa M., Lombardero I., Hinojosa M., Cao P., Bautista J., Cifuentes L., Rey-Stolle I., Algora C. Development of the Lattice Matched GaInP/GaInAs/Ge Triple Junction Solar Cell with an Efficiency Over 40 % // 12th Spanish Conference on Electron Devices (CDE). 2018. DOI: 10.1109/CDE.2018.8596996
- [5] Рябцева М.В., Наумова А.А., Лебедев А.А., Болотин А.М., Вагапова Н.Т. Анализ конструкций перспективных солнечных батарей космических аппаратов // XLV Академические чтения по

космонавтике, посвященные памяти С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых — пионеров освоения космического пространства «Королёвские чтения»: сб. тезисов в 4-х т. М., 2021. Т. 1. С. 334–336.

Analysis of Concentrator Module Designs Based on Concentrated Multijunction Solar Cell

Voevodkin Georgii Sergeevich

georgiyvoev@gmail.com

Scientific and Production Enterprise “Kvant”; MISiS

Vagapova Nargiza Tykhtamyshvna

vagapova_nt@mnsk.npp-kvant.ru

Scientific and Production Enterprise “Kvant”; MISiS; RTU MIREA

Lebedev Andrey Alexandrovich

tovarisch-aal@mail.ru

Scientific and Production Enterprise “Kvant”; MISiS

Ryabtseva Maria Vladimirovna

Sineva1901@gmail.com

Scientific and Production Enterprise “Kvant”; MISiS

Badurin Ilya Vladimirovich

badurin17@gmail.com

Scientific and Production Enterprise “Kvant”; RTU MIREA

An overview of promising concentrator modules based on concentrated solar cell is presented. The main criteria for the classification of concentrator modules for space purposes are considered. The results of evaluating the efficiency of promising concentrated solar cell design where a point-type solar cell with a triple junction semiconductor structure based on AIIIIV materials proved to be the most efficient.

Keywords: solar cell, solar battery, concentrated solar radiation, AIIIIV semiconductor materials

References

- [1] Slyshchenko E.V., Naumova A.A., Lebedev A.A., Genali M.A., Vagapova N.T., Zhalnin B.V. Obzor sovremennykh fotoelektricheskikh preobrazovateley kosmicheskogo naznacheniya na osnove soedineniy AIIIIV [The review of modern solar cells for space application based on AIIIIV materials] Siberian Journal of Science and Technology, 2018, vol. 19, no. 2, pp. 308–324. (in Russ.).
- [2] Geisz J., France R., Schulte K., Steiner M., Norman A., Guthrey H., Young M., Song T., Moriarty T. Six-junction III–V solar cells with 47.1 % conversion efficiency under 143 Suns concentration // Nature Energy. 2020. Vol. 5. Pp. 326–335. DOI: 10.1038/s41560-020-0598-5
- [3] Andreev V.M., Kalyuzhnyy N.A., Mintairov S.A., Kalinovskiy V.S., Shvarts M.Z. Tendentsii razvitiya kaskadnykh fotoelektricheskikh preobrazovateley novogo pokoleniya dlya aerokosmicheskikh solnechnykh elektrostantsiy [Trends in the development of new generation cascade photovoltaic converters for aerospace solar power plants]. Renewable Energy Forum — REENFOR 2013. Moscow, IIHT RAN Publ., 2013, pp. 65–67. (in Russ.).
- [4] Barrutia L, Garcia I, Barrigon E, Ochoa M, Lombardero I, Hinojosa M, Caño P, Bautista J, Cifuentes L, Rey-Stolle I, Algora C. Development of the Lattice Matched GaInP/GaInAs/Ge Triple Junction Solar Cell with an Efficiency Over 40 % // 12th Spanish Conference on Electron Devices (CDE). 2018. DOI: 10.1109/CDE.2018.8596996
- [5] Ryabtseva M.V., Naumova A.A., Lebedev A.A., Bolotin A.M., Vagapova N.T. Analiz konstruktsiy perspektivnykh solnechnykh batarey kosmicheskikh apparatov [Analysis of the designs of promising solar batteries for spacecraft]. Proceedings of the XLV Academic Space Conference, dedicated to the memory of academician S.P. Korolev and other outstanding national scientists — pioneers of space exploration “Korolev Academic Space Conference”. In 4 vol. Moscow, 2021, vol. 1, pp. 334–336. (in Russ.).

УДК 53.072.13

Определение характеристик теплового аккумулятора экспериментально-расчетным методом

Воропаев Роман Андреевич voropaefffff@yandex.ru

ПАО «РКК «Энергия»

Мацак Иван Сергеевич f.mephi@gmail.com

ПАО «РКК «Энергия»

Тугаенко Вячеслав Юрьевич vjatcheslav.tugaenko@rscf.ru

ПАО «РКК «Энергия»

В качестве основы системы обеспечения теплового режима космического аппарата предложено использовать тепловой аккумулятор. Экспериментально получены значения снимаемых мощностей для различных режимов течения теплоносителя через тепловой аккумулятор. Предложена экспериментально-расчетная методика определения коэффициента расплавления теплоаккумулирующего вещества. Выполнен численный расчет модели теплового аккумулятора в среде ANSYS Fluent. Оценено изменение теплопроводности теплоаккумулирующего вещества при добавлении медного порошка и использовании пористой губки.

Ключевые слова: тепловой аккумулятор, фазовый переход, теплопроводность суспензии, моделирование в ПО ANSYS Fluent

В «РКК «Энергия» ведутся работы по созданию научной аппаратуры для проведения космического эксперимента «Пеликан», целью которого является демонстрации технологии беспроводной передачи энергии с помощью лазерного излучения между космическими аппаратами. В качестве основы системы обеспечения теплового режима (СОТР) для лазера предложено использовать тепловой аккумулятор (ТА). Отвод тепла от теплоносителя (лазер имеет жидкостное охлаждение) осуществляется за счет фазового перехода теплоаккумулирующего вещества (ТАВ). Использование материалов с фазовым переходом для охлаждения электроники является привлекательной темой в настоящее время. Является одним из возможных реализаций малогабаритных конструкций.

В ходе разработки научной аппаратуры для космического эксперимента был разработан макет ТА. Конструкция ТА представляет собой параллелепипед с размерами 1000x100x11 мм, внутренний объем которого заполнен ТАВ и содержит 36 трубок, окруженных ТАВ, внутренним диаметром 3 мм для прокачки теплоносителя. В качестве ТАВ выбран гексадекан ($C_{16}H_{34}$) с температурой плавления 18,2 °С, что с учетом теплового сопротивления конструктивных элементов позволяет поддерживать лазерные источники при температурах до 35 °С.

В ходе экспериментальных и расчетных работ на макете ТА были определены зависимость отношения жидкой и твердой фазы ТАВ от времени и зависимость снимаемой тепловой мощности одного ТА от расхода теплоносителя и начального температурного состояния ТАВ. Значение тепловой мощности находилось в пределах от 300 до 900 Вт. При этом разность температур теплоносителя на входе и выходе ТА составляла от 2 до 10 °С. Снимаемая тепловая мощность нелинейно уменьшается при снижении расхода теплоносителя через теплообменник ТА при постоянной температуре на входе.

Определение характеристик теплоотвода при фазовом переходе предполагает решение задачи Стефана для ТАВ и уравнения теплового баланса для теплоносителя [1]. Аналитическое решение данной задачи существует только для одномерного случая. Для любых других вариантов геометрии используют приближенные или численные решения [2]. Поэтому тепловой расчет ТА проводился численным методом в среде ANSYS Fluent. Моделирование процесса позволяет оценить влияние на тепло-технические характеристики аккумулятора основных процессов, происходящих в теплообменнике ТА, а именно: конвективный теплообмен, плавление ТАВ и теплообмен излучением. В работе сделан расчет для упрощенных моделей ТА.

В работе представлены результаты экспериментальных и теоретических исследования влияния добавок в ТАВ медного порошка и алюминиевой фольги в различных пропорциях на вязкость и теплопроводность суспензии, теплопроводность которой рассчитывалась по формуле Максвелла [3]:

$$\lambda_{sus} = \lambda_{liq} \left(\frac{2\lambda_{liq} + \lambda_{hard} - 2r(\lambda_{liq} - \lambda_{hard})}{2\lambda_{liq} + \lambda_{hard} + r(\lambda_{liq} - \lambda_{hard})} \right),$$

где r — объемная доля порошка твердого тела в суспензии; λ_{sus} , λ_{liq} , λ_{hard} — теплопроводности суспензии, жидкости и твердого тела. Экспериментальные результаты показали, что добавление мелкодисперсного порошка твердого тела в жидкости оказывает незначительное влияние при относительно низких концентрациях и плотностях теплового потока до 15 кВт/м². Время охлаждения смесей с металлическими добавками значительно увеличилось в 2–3 раза по сравнению с ТАВ без добавок.

Высокопористые металлические губки с открытыми порами считаются одним из наиболее перспективных материалов для улучшения теплопередачи с помощью ТАВ из-за их высокой теплопроводности и высокой плотности материала [4]. Для улучшения теплопроводности ТАВ и снижения градиентов температур внутри ТАВ, негативно влияющих на характеристики ТА, были исследованы медные пористые губки [5], обладающие сплошной структурой и повышающие эффективность теплоотвода. Средствами ПО ANSYS Fluent численно подтвержден вклад в теплопроводность таких губок. Моделирование проводилось на фрагменте, имеющий форму параллелепипеда. Нагрев осуществлялся для одной его грани. Во время моделирования фиксировались зависимости температур от координаты, перпендикулярной нагреву, отношения твердой и жидкой фазы теплоаккумулирующего вещества.

Литература

- [1] Самарский А.А., Моисеенко Б.Д. Экономичная схема сквозного счета для многомерной задачи Стефана // Журнал вычислительной математики и математической физики. 1965. Т. 5, № 5. С. 816–827.
- [2] Бурого Н.Г., Федюшкин А.И. Численное решение задачи Стефана // Матер. XIII Международной конференции по прикладной математике и механике в аэрокосмической отрасли (АММА1'2020). Алушта, 2020. С. 471–473.
- [3] Макарова В.В., Горбачева С.Н., Антонов С.В., Ильин С.О. К вопросу о возможности радикального повышения теплопроводности сред введением дисперсных частиц // Журнал прикладной химии. 2020. Т. 93, № 12. С. 1696–1715.
- [4] Zhao C.Y. Review on thermal transport in high porosity cellular metal foams with open cells // International Journal of Heat and Mass Transfer. 2012. Vol. 55, no. 13–14. Pp. 3618–3632.
- [5] Diani A., Rossetto L. Melting of PCMs Embedded in Copper Foams: An Experimental Study // Materials. 2021. Vol. 14, no. 5. Art. ID 1195. DOI: 10.3390/ma14051195

Experimental and Numerical Research on the Heat Transfer in a Heat Accumulator

Voropaev Roman Andreyevich voropaeffff@yandex.ru

S.P. Korolev Rocket and Space Public Corporation Energia

Matsak Ivan Sergeevich f.mephi@gmail.com

S.P. Korolev Rocket and Space Public Corporation Energia

Tugaenko Vyacheslav Yurevich vjatcheslav.tugaenko@rsce.ru

S.P. Korolev Rocket and Space Public Corporation Energia

It is proposed to use a heat accumulator as the basis of the system for ensuring the thermal regime of the spacecraft. The values of the removable powers were obtained experimentally for different modes of the coolant flow through the heat accumulator. An experimental and computational method for determining the melting coefficient of a heat storage substance is proposed. A numerical calculation of the thermal regime model was performed in the ANSYS Fluent. Changes in the thermal conductivity of the material with phase transitions with the addition of copper powder and the use of a porous sponge was estimated.

Keywords: heat accumulator, phase transition, thermal conductivity of a suspension, modeling on ANSYS Fluent

References

- [1] Samarskii A.A., Moiseenko B.D. Ekonomichnaya skhema skvoznogo scheta dlya mnogomernoi zadachi Stefana [An economical scheme of end-to-end counting for a multidimensional Stefan problem]. Zhurnal vychislitel'noi matematiki i matematicheskoi fiziki [Journal of Computational Mathematics and Mathematical Physics], 1965, vol. 5, no. 5, pp. 816–827. (In Russ.).
- [2] Burago N.G., Fedyushkin A.I. Chislennoe reshenie zadachi Stefana [Numerical solution of the Stefan problem]. Mater. XIII Mezhdunarodnoi konferentsii po prikladnoi matematike i mekhanike v aerokosmicheskoi otrasli (AMMAI'2020) [Mater. XIII International Conference on Applied Mathematics and Mechanics in the Aerospace Industry (AMMAI'2020)]. Alushta, 2020, pp. 471–473. (In Russ.).
- [3] Makarova V.V., Gorbacheva S.N., Antonov S.V., Il'in S.O. K voprosu o vozmozhnosti radikal'nogo povysheniya teploprovodnosti sred vvedeniem dispersnykh chastits [On the question of the possibility of radically increasing the thermal conductivity of media by introducing dispersed particles]. Zhurnal prikladnoi khimii [Journal of Applied Chemistry], 2020, vol. 93, no. 12, pp. 1696–1715. (In Russ.).
- [4] Zhao C.Y. Review on thermal transport in high porosity cellular metal foams with open cells. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2012, vol. 55, no. 13–14, pp. 3618–3632.
- [5] Diani A., Rossetto L. Melting of PCMs Embedded in Copper Foams: An Experimental Study. Materials, 2021, vol. 14, no. 5, art. ID 1195. DOI: 10.3390/ma14051195

УДК 629.78

Условия долгосрочного существования космических аппаратов с воздушными электрореактивными двигателями на сверхнизких орбитах при вариациях характеристик ионосферы

Голиков Александр Александрович

agorgy@yandex.ru

*МГУ имени М.В. Ломоносова; Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е. Жуковского***Филатьев Александр Сергеевич**

filatyev@yandex.ru

МГУ имени М.В. Ломоносова

Рассмотрена задача определения условий долгосрочного существования на сверхнизких орбитах космических аппаратов (КА) с воздушными электрореактивными двигателями (ВЭРД), использующими заборные атмосферные газы в качестве рабочего тела. Параметры компоновки КА и ВЭРД находятся из решения задачи минимизации потребляемой ВЭРД мощности при непрерывной компенсации аэродинамического сопротивления на солнечно-синхронных орбитах. Учитывается влияние суточных и сезонных вариаций свойств ионосферы при различных уровнях солнечной активности на характеристики ВЭРД и сопротивление. Получены зависимости допустимых диапазонов высот орбит от обобщенных параметров, объединяющих тяговый КПД, удельную мощность солнечных батарей с единицы площади, коэффициент аэродинамического сопротивления и т. д. Определены требования к характеристикам ВЭРД и системы электроснабжения КА для выполнения долгосрочных миссий.

Ключевые слова: *сверхнизкие орбиты, воздушный электрореактивный двигатель, воздухозаборник, ионосфера, система электроснабжения*

Размещение космических аппаратов (КА) на сверхнизких околоземных орбитах может значительно повысить эффективность решения задач космической деятельности. Технично-экономическое обоснование замены тяжелых КА на группировки легких и дешевых КА на более низких высотах является предметом исследования многих авторов [1, 2]. Из-за аэродинамического сопротивления на орбитах ниже ~500 км КА быстро теряют высоту, и преимущества КА во многом определяются характеристиками двигательной установки, которая должна обеспечить долгосрочное поддержание КА на орбите. Несомненными достоинствами для этих целей обладают электроракетные двигатели (ЭРД), которые имеют много больший удельный импульс, чем ЖРД. Для полета на высотах 200 км и менее даже для КА с ЭРД со сроком активного существования (САС) 4–8 лет требуемый запас рабочего тела (РТ) становится значительным [1]. Независимость САС КА от запаса РТ могут обеспечить воздушные электрореактивные двигатели (ВЭРД), использующие в качестве РТ газы окружающей атмосферы.

Исследования возможности создания ВЭРД проводились в СССР с 60-х годов. В 1966–1972 гг. разработанные в ЦАГИ плазменные ионные двигатели, работающие на атмосферных газах, прошли успешную проверку в серии летных экспериментов по государственной космической программе «Янтарь» [3]. В 2014–2017 гг. выполнялись совместные исследования МАИ и ЦАГИ, направленные на разработку ключевых технологий ВЭРД [4–6]. За рубежом комплекс вопросов, связанных с созданием КА с ВЭРД, наиболее полно рассматривался в работах SITAEL S.p.A. [7] и участников проекта DISCOVERER [2]. Наименее исследованным оста-

ется влияние на характеристики КА с ВЭРД вариаций свойств атмосферы и доступной мощности электропитания при орбитальном движении КА. Учет данного аспекта приводит к необходимости комплексного рассмотрения траекторий КА, внешних и внутренних течений газа в КА и энергетических показателей ВЭРД и системы электроснабжения КА [8–10].

Рассматривается КА с цилиндрическим корпусом, движущийся по заданной круговой солнечно-синхронной орбите (ССО). Первичным источником энергии являются солнечные батареи (СБ), которые могут размещаться на боковой поверхности корпуса КА и на плоских панелях.

Принято, что обтекание КА с ВЭРД является свободномолекулярным, вектор воздушной скорости коллинеарен продольной оси КА. Для определения аэродинамического сопротивления используется модель Максвелла взаимодействия молекул с поверхностью КА [11]. Характеристики воздухозаборника сотовой конструкции рассчитываются по балансной модели отдельно для каждого типа молекул ионосферы с использованием аппроксимаций результатов расчетных и экспериментальных исследований [12, 13]. В соответствии с моделью атмосферы Земли NRLMSISE-00 задаются зависимости концентрации компонентов и температуры от геодезической высоты, дня года, широты, долготы и местного солнечного времени подспутниковой точки при различных индексах солнечной и геомагнитной активности.

Предполагается, что ВЭРД выполняет непрерывную компенсацию аэродинамического сопротивления и система электроснабжения должна обеспечить требуемую ВЭРД мощность независимо от изменения условий освещенности СБ. Средняя за один виток орбиты удельная мощность СБ с единицы площади определяется при условии, что плоскость СБ ориентируется оптимально путем вращения вокруг вектора скорости набегающего потока [14].

Потребляемая ВЭРД электрическая мощность определяется по стандартным формулам для ЭРД в зависимости от скорости истечения, требуемой для компенсации сопротивления; общего тягового КПД; массы газа, протекающего через выходное сечение ВЭРД в единицу времени. Учитывается ограничение на минимальную допустимую концентрацию газа в ионизационной камере, требуемую для устойчивого плазменного разряда.

Общая задача формулируется следующим образом: при заданных объеме КА и максимальной мощности электропитания определить параметры воздухозаборника и компоновки КА, при которых обеспечивается долгосрочное движение в максимальном диапазоне высот ССО при вариациях характеристик ионосферы. Решение общей задачи основывается на решении вложенных подзадач оптимизации по критерию потребляемой ВЭРД мощности при заданных характеристиках атмосферы и условиях освещенности СБ. На основе параметрического анализа определяются требования к характеристикам СБ, ступеней ВЭРД ионизации и разгона газа для обеспечения долгосрочного движения КА на заданных орбитах.

В задаче оптимизации параметров компоновки КА и воздухозаборника ВЭРД при фиксированных характеристиках атмосферы и условиях освещенности на орбите получены аналитические решения и выявлены обобщенные параметры, значение которых определяет существование решений и их тип [8, 9]. Получены оптимальные решения для КА, выполняющего полет по заданной ССО вокруг несферической Земли при условии, что энергия от СБ может накапливаться и перераспределяться на одном витке орбиты. Определена наилучшая высота орбиты, на которой требуемая мощность СБ достигает минимума при заданном уровне солнечной активности.

Получены диапазоны высот ССО, в которых возможно долгосрочное поддержание КА с оптимальной компоновкой при заданных мощности электропитания КА и условиях освещенности СБ. Например, при средней солнечной активности, удельной мощности солнечных батарей 320 Вт/м^2 и тяговом КПД = 0,6 высота орбиты КА может лежать в диапазоне от 159 до 181 км. Исследовано влияние ограничения на допустимую минимальную концентрацию газа в ионизационной камере, которое определяет верхнюю границу диапазона.

Для многолетних миссий на ССО КА оптимальные параметры компоновки КА и воздухозаборника ВЭРД определены из условий компенсации сопротивления при наихудших условиях освещенности, которые на круговых ССО с местным временем восходящего узла 6:00 (dawn-dusk) реализуются в окрестности зимнего солнцестояния. Диапазон допустимых параметров КА, ВЭРД и высот орбиты может быть расширен, если изменять высоту ССО со скоростью около 4 км/год согласно 11-летнему солнечному циклу, что может быть реализовано с помощью ВЭРД [15].

Полученные следующие оптимальные параметры КА с ВЭРД для многолетних миссий: отношение длины корпуса КА к диаметру — 4,8; отношение площади воздухозаборника к площади выходного сечения ВЭРД — 5,0. Удельный импульс для компенсации сопротивления не превышает 4650 с.

По результатам исследования можно сделать следующие выводы.

1. Продемонстрировано, что при определении характеристик КА с ВЭРД для долгосрочного движения на сверхнизких орбитах важную роль играет учет комплекса факторов, связанных с допустимой минимальной концентрацией газа в ионизационной камере, сопротивлением панелей СБ, параллельных потоку, влиянием вариаций освещенности и свойств атмосферы.

2. Выявлены обобщенные параметры для оценки возможности непрерывной компенсации аэродинамического сопротивления КА с ВЭРД, позволяющие определить требования к характеристикам ВЭРД и системе электроснабжения КА.

3. Показана возможность долгосрочного поддержания КА с ПВЭРД на ССО при типичных удельной мощности солнечных батарей и общем тяговом КПД. Тем не менее может потребоваться изменение высоты орбиты в соответствии с изменением солнечной активности.

*Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда
(проект № 20-69-46034, организация — МГУ).*

Литература

- [1] Bertolucci G., Barato F., Toson E., Pavarin D. Impact of propulsion system characteristics on the potential for cost reduction of Earth observation missions at very low altitudes // Acta Astronautica. 2020. Vol. 176. Pp. 173–191. DOI: 10.1016/j.actaastro.2020.06.018
- [2] Crisp N.H. et. al. System modelling of very low Earth orbit satellites for Earth observation // Acta Astronautica. 2021. Vol. 187. Pp. 475–491. DOI: 10.1016/j.actaastro.2021.07.004
- [3] Маров М.Я., Филатьев А.С. Комплексные исследования электрореактивных двигателей при полетах в ионосфере Земли: К 50-летию Государственной программы «Янтарь» // Космические исследования. 2018. Т. 56, № 2. С. 137–144. DOI: 10.1134/S0010952518020041
- [4] Erofeev A.I., Nikiforov A.P., Popov G.A., Suvorov M.O., Syrin S.A., Khartov S.A. Air-breathing ramjet electric propulsion for controlling low-orbit spacecraft motion to compensate for aerodynamic drag // Solar System Research. 2017. Vol. 51, no. 7. Pp. 639–645. DOI: 10.1134/S0038094617070048

- [5] Filatyev A.S., Erofeev A.I., Nikiforov A.P., Golikov A.A., Yanova O.V. Comparative evaluation of the applicability of electrical ramjets // The 58th Israel Annual Conference on Aerospace Science, WeL1T4.3 (Tel-Aviv & Haifa, Israel, March 14–15, 2018). Pp. 503–519.
- [6] Gordeev S., Kanev S., Khartov S., Popov G., Suvorov M. Electric propulsion system based on the air-breathing radio-frequency ion thruster using the upper atmosphere gases as propellant // Proceedings of the 69th International Astronautical Congress (Bremen, Germany, October 1–5, 2018). IAC-18-C4.IP.34.
- [7] Andreussi T., Cifali G., Giannetti V., Piragino A., Ferrato E., Rossodivita A., Andrenucci M., Longo J., Walpot L. Development and Experimental Validation of a Hall Effect Thruster RAM-EP Concept // 35th International Electric Propulsion Conference (Atlanta, Georgia, USA, October 8–12, 2017). IEPC-2017-377.
- [8] Golikov A.A., Filatyev A.S. Integrated optimization of trajectories and layout parameters of spacecraft with air-breathing electric propulsion // Acta Astronautica. August 2021. DOI: 10.1016/j.actaastro.2021.06.052
- [9] Golikov A.A., Filatyev A.S. Maximization of the domain of tolerance of spacecraft with air-breathing electric propulsion on probable variations of characteristics of ultra-low Earth orbits and ionosphere // 72th International Astronautical Congress (Dubai, UAE, October 25–29, 2021). IAC-21-C4.9.1.
- [10] Tisaev M., Ferrato E., Giannetti V., Paissoni C., Baresi N., Lucca Fabris A., Andreussi T. Air-breathing electric propulsion: Flight envelope identification and development of control for long-term orbital stability // Acta Astronautica. 2022. Vol. 191. Pp. 374–393. DOI: 10.1016/j.actaastro.2021.11.011
- [11] Koppenwallner G. Satellite Aerodynamics and Determination of Thermospheric Density and Wind // AIP Conference Proceedings. 2011. Vol. 1333. Pp. 1307–1312. DOI: 10.1063/1.3562824
- [12] Ерофеев А.И., Никифоров А.П., Плагин В.В. Экспериментальные исследования воздухозаборника в свободномолекулярном потоке газа // Ученые записки ЦАГИ. 2017. Т. XLVIII, № 3. С. 56–69.
- [13] Romano F., Binder T., Herdrich G., Fasoulas S., Schönherr T. Air-intake design investigation for an air-breathing electric propulsion system // IEPC-2015-269/ISTS-2015-b-269, Joint Conference of 30th International Symposium on Space Technology and Science, 34th International Electric Propulsion Conference and 6th Nano-satellite Symposium (Hyogo-Kobe, Japan, July 4–10, 2015). July, 2015. DOI: 10.13140/RG.2.1.2500.4646
- [14] Чернов А.А., Чернявский Г.М. Орбиты спутников дистанционного зондирования Земли. Лекции и упражнения. М.: Радио и связь, 2004. 200 с.
- [15] Filatyev A.S., Yanova O.V. The control optimization of low-orbit spacecraft with electric ramjet // Acta Astronautica. 2019. Vol. 158. Pp. 23–31. DOI: 10.1016/j.actaastro.2018.10.039

Conditions for the Long-Term Existence of Spacecraft with Air-breathing Electric Propulsion in Ultra-Low Orbits with Variations in the Ionosphere Characteristics

Golikov Alexander Alexandrovich

agorgy@yandex.ru

Lomonosov Moscow State University; Central Aerohydrodynamic Institute

Filatiev Aleksandr Sergeevich

filatyev@yandex.ru

Lomonosov Moscow State University

The problem to determine the conditions for long-term maintenance in ultra-low orbits of spacecraft with air-breathing electric propulsion (ABEP), which uses outboard atmospheric gases as a propellant, is considered. The parameters of the spacecraft layout and ABEP are found from the solution of the problem of minimizing the power consumed by the ABEP for continuous compensation of aerodynamic drag in sun-synchronous orbits. The effect of diurnal and seasonal variations in the ionosphere properties at various solar activity on the characteristics of ABEP and drag is

taken into account. The dependences of the permissible ranges of orbital altitudes on the generalized parameters combining the total thruster efficiency, the specific power of solar arrays per unit area, the aerodynamic drag coefficient, etc. have been obtained. The requirements for the characteristics of ABEP and the spacecraft power supply system for the fulfillment of long-term missions have been determined.

Keywords: *air-breathing electric propulsion, air intake, ultra-low orbits, ionosphere, power supply system*

The research was supported by RSF (project No. 20-69-46034, organization is Moscow State University).

References

- [1] Bertolucci G., Barato F., Toson E., Pavarin D. Impact of propulsion system characteristics on the potential for cost reduction of Earth observation missions at very low altitudes. *Acta Astronautica*, 2020, vol. 176, pp. 173–191. DOI: 10.1016/j.actaastro.2020.06.018
- [2] Crisp N.H. et. al. System modelling of very low Earth orbit satellites for Earth observation. *Acta Astronautica*, 2021, vol. 187, pp. 475–491. DOI: 10.1016/j.actaastro.2021.07.004
- [3] Marov M.Ya., Filat'ev A.S. Kompleksnye issledovaniya elektroreaktivnykh dvigatelei pri poletakh v ionosfere Zemli: K 50-letiyu Gosudarstvennoi programmy "Yantar" [Integrated Studies of Electric Propulsion Engines during Flights in the Earth's Ionosphere]. *Kosmicheskie issledovaniya* [Cosmic Research], 2018, vol. 56, no. 2, pp. 137–144. DOI: 10.1134/S0010952518020041 (In Russ.).
- [4] Erofeev A.I., Nikiforov A.P., Popov G.A., Suvorov M.O., Syrin S.A., Khartov S.A. Air-breathing ramjet electric propulsion for controlling low-orbit spacecraft motion to compensate for aerodynamic drag. *Solar System Research*, 2017, vol. 51, no. 7, pp. 639–645. DOI: 10.1134/S0038094617070048
- [5] Filatyev A.S., Erofeev A.I., Nikiforov A.P., Golikov A.A., Yanova O.V. Comparative evaluation of the applicability of electrical ramjets. The 58th Israel Annual Conference on Aerospace Science, Wel1T4.3 (Tel-Aviv & Haifa, Israel, March 14–15, 2018), pp. 503–519.
- [6] Gordeev S., Kanev S., Khartov S., Popov G., Suvorov M. Electric propulsion system based on the air-breathing radio-frequency ion thruster using the upper atmosphere gases as propellant. Proceedings of the 69th International Astronautical Congress (Bremen, Germany, October 1–5, 2018). IAC-18-C4.IP.34.
- [7] Andreussi T., Cifali G., Giannetti V., Piragino A., Ferrato E., Rossodivita A., Andrenucci M., Longo J., Walpot L. Development and Experimental Validation of a Hall Effect Thruster RAM-EP Concept // 35th International Electric Propulsion Conference (Atlanta, Georgia, USA, October 8–12, 2017). IEPC-2017-377.
- [8] Golikov A.A., Filatyev A.S. Integrated optimization of trajectories and layout parameters of spacecraft with air-breathing electric propulsion. *Acta Astronautica*, August 2021. DOI: 10.1016/j.actaastro.2021.06.052
- [9] Golikov A.A., Filatyev A.S. Maximization of the domain of tolerance of spacecraft with air-breathing electric propulsion on probable variations of characteristics of ultra-low Earth orbits and ionosphere. 72th International Astronautical Congress (Dubai, UAE, October 25–29, 2021). IAC-21-C4.9.1.
- [10] Tisaev M., Ferrato E., Giannetti V., Pissoni C., Baresi N., Lucca Fabris A., Andreussi T. Air-breathing electric propulsion: Flight envelope identification and development of control for long-term orbital stability. *Acta Astronautica*, 2022, vol. 191, pp. 374–393. DOI: 10.1016/j.actaastro.2021.11.011
- [11] Koppenwallner G. Satellite Aerodynamics and Determination of Thermospheric Density and Wind. AIP Conference Proceedings, 2011, vol. 1333, pp. 1307–1312. DOI: 10.1063/1.3562824
- [12] Erofeev A.I., Nikiforov A.P., Plugin V.V. Eksperimental'nye issledovaniya vozdukhozabornika v svobodnomolekulyarnom potoke gaza [Experimental Studies of the Air Intake in a Free-molecular Gas Flow]. *Uchenye zapiski TsAGI* [TsAGI Science Journal], 2017, vol. XLVIII, no. 3, pp. 56–69. (In Russ.).

- [13] Romano F., Binder T., Herdrich G., Fasoulas S., Schönherr T. Air-Intake Design Investigation for an Air-Breathing Electric Propulsion System. IEP-2015-269/ISTS-2015-b-269, Joint Conference of 30th International Symposium on Space Technology and Science, 34th International Electric Propulsion Conference and 6th Nano-satellite Symposium (Hyogo-Kobe, Japan, July 4–10, 2015). July, 2015. DOI: 10.13140/RG.2.1.2500.4646
- [14] Chernov A.A., Chernyavskii G.M. Orbity sputnikov distantsionnogo zondirovaniya Zemli. Lektsii i uprazhneniya [Orbits of spacecraft for Earth observation. Lectures and exercises]. Moscow, Radio i svyaz', 2004, 200 p. (In Russ.).
- [15] Filatyev A.S., Yanova O.V. The control optimization of low-orbit spacecraft with electric ramjet. Acta Astronautica, 2019, vol. 158, pp. 23–31. DOI: 10.1016/j.actaastro.2018.10.039

УДК 621.455.4

Исследование высокочастотного ионного двигателя с прямоточной конфигурацией разрядной камеры

Гордеев Святослав Валерьевич

svyatoslavgordeev@mail.ru

НИИ прикладной механики и электродинамики,
Московский авиационный институт (технический университет)

Канев Степан Васильевич

k208mai@mail.ru

Московский авиационный институт (технический университет)

Мельников Андрей Викторович

melnikov.andrey.sp@gmail.com

НИИ прикладной механики и электродинамики,
Московский авиационный институт (технический университет)

Хартов Сергей Анатольевич

skhartov@ya.ru

Московский авиационный институт (технический университет)

С использованием балансовой математической модели рассчитаны параметры высокочастотного ионного двигателя с прямоточной конфигурацией разрядной камеры. В качестве рабочего тела был выбран азот. По результатам сравнения результатов расчета с экспериментальными данными получены расхождения на уровне 20 %. Получены и проанализированы зависимости интегральных характеристик двигателя, таких как тяга и потребляемая мощность от расхода рабочего тела и потребляемой мощности.

Ключевые слова: *прямоточный высокочастотный ионный двигатель, математическая модель, устройство забора атмосферных газов, ионно-оптическая система*

При снижении высоты орбиты космического аппарата (КА) срок его активного существования снижается вследствие наличия силы аэродинамического сопротивления верхних слоев атмосферы. Эта сила может быть скомпенсирована силой тяги электроракетного двигателя, и, в таком случае, срок активного существования будет ограничен запасом рабочего тела на борту КА. Представляет интерес возможность использования газов верхних слоев атмосферы в качестве рабочего тела для электроракетного двигателя. В этом случае может быть увеличен срок активного существования низкоорбитального КА либо его масса полезной нагрузки [1, 2].

В работе производится исследование высокочастотного ионного двигателя (ВЧИД) с прямоточной конфигурацией разрядной камеры. Экспериментальное исследование прямоточного высокочастотного ионного двигателя при подаче рабочего

тела в виде ускоренного потока частиц с параметрами, приближенными к условиям набегающего потока при орбитальном полете сопряжено с рядом технологических трудностей в части экспериментального создания соответствующего потока. Более простым является исследование работы ВЧИД, при которой рабочее тело подается в область ионизации, но имеет возможность истечения как через ионно-оптическую систему, так и через входной узел устройства забора атмосферных газов, то есть ВИЧД с прямоточной конфигурацией разрядной камеры. При такой постановке задачи возможно исследовать узел электрической развязки для изоляции плазмы в разрядной камере, находящейся под потенциалом эмиссионного электрода от элементов конструкции устройства забора атмосферных газов, находящихся под потенциалом корпуса КА. Кроме того, возможно сделать предварительные выводы об области работоспособности такого двигателя, с точки зрения расхода рабочего тела и потребляемой ВЧ-мощности.

Для лучшего понимания процессов, происходящих в разрядной камере ВЧИД прямоточной конфигурации, и для предварительного выбора режимов, требующих экспериментального исследования была разработана упрощенная балансовая математическая модель такого двигателя. В рамках данной модели все параметры плазмы считаются равномерно распределенными по объему разрядной камеры [3]. При моделировании рассчитываются значения концентраций атомов и молекул азота, а также атомарных и молекулярных ионов азота и электронов в разрядной камере. Кроме того, рассчитывается концентрации атомов и молекул азота в объеме устройства забора атмосферных газов (считается, что разряд поддерживается только внутри разрядной камеры).

Модель позволяет рассчитать значения интегральных параметров двигателя, таких как ток пучка ионов, потребляемая ВЧ-мощность, тяга, при заданном значении температуры электронов [4].

Полученные при моделировании значения параметров согласуются с полученными ранее экспериментальными данными. Отличия расчетных и экспериментальных данных не превышают 20 %. С использованием разработанной модели построены и проанализированы зависимости интегральных параметров ВЧИД с прямоточной конфигурацией разрядной камеры.

Литература

- [1] DiCaro D., Gonzalez del Amo J. RAM Electric Propulsion for Low Earth Orbit Operation: an ESA study // IEPC-2007-162. 30th International Electric Propulsion Conference. Florence, Italy, 2007.
- [2] Filatyev A.S., Gordeev S.V., Khartov S.A., Popov G.A., Suvorov M.O. The Concept of a Ramjet Electric Propulsion for a Low-Orbit Spacecraft // IAA/AAS scitech forum 2019 on Space Flight Mechanics and Space Structures and Materials, Advances in the Astronautical Sciences. 2019. Vol. 174. Pp. 245–256.
- [3] Gordeev S.V., Kanev S.V., Khartov S.A. Numerical mathematical model for calculating ion density in the gas-discharge chamber of a radio-frequency ion thruster // IOP Conf. Series: Journal of Physics: Conf. Series 1479. 2020. Vol. 012057. DOI: 10.1088/1742-6596/1479/1/012057
- [4] Гордеев С.В., Канев С.В., Суворов М.О., Хартов С.А. Оценка параметров прямоточного высокочастотного ионного двигателя // Труды МАИ. 2017. № 96. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=85709> (дата обращения 10.11.2021).

Investigation of Radio-Frequency Ion Thruster with Ramjet Discharge Chamber Configuration

Gordeev Sviatoslav Valeryevich

svyatoslavgordeev@mail.ru

*Research Institute of Applied Mechanics and Electrodynamics,
Moscow Aviation Institute (National Research University)*

Kanev Stepan Vasil'evich

k208mai@mail.ru

Moscow Aviation Institute (National Research University)

Melnikov Andrey Viktorovich

melnikov.andrey.sp@gmail.com

*Research Institute of Applied Mechanics and Electrodynamics,
Moscow Aviation Institute (National Research University)*

Khartov Sergey Anatolievich

skhartov@ya.ru

Moscow Aviation Institute (National Research University)

Using a balance mathematical model, the parameters of a radio-frequency ion thruster with a ramjet configuration of the discharge chamber are calculated. Nitrogen was considered as a propellant. Based on the results of comparing the calculation results with experimental data, discrepancies at the level of 20 percent were obtained. The dependences of the integral characteristics of the thruster, such as thrust and power consumption as function of propellant flow rate and power consumption are obtained and analyzed.

Keywords: *ramjet radio-frequency ion thruster, mathematical model, atmospheric gas intake device, ion-extraction system*

References

- [1] DiCara D., Gonzalez del Amo J. RAM Electric Propulsion for Low Earth Orbit Operation: an ESA study. IEPC-2007-162. 30th International Electric Propulsion Conference, Florence, Italy, 2007.
- [2] Filatyev A.S., Gordeev S.V., Khartov S.A., Popov G.A., Suvorov M.O. The Concept of a Ramjet Electric Propulsion for a Low-Orbit Spacecraft. IAA/AAS scitech forum 2019 on Space Flight Mechanics and Space Structures and Materials, Advances in the Astronautical Sciences, 2019, vol. 174, pp. 245–256.
- [3] Gordeev S.V., Kanev S.V., Khartov S.A. Numerical mathematical model for calculating ion density in the gas-discharge chamber of a radio-frequency ion thruster. IOP Conf. Series: Journal of Physics: Conf. Series 1479, 2020, vol. 012057. DOI: 10.1088/1742-6596/1479/1/012057
- [4] Gordeev S.V., Kanev S.V., Suvorov M.O., Khartov S.A. Otsenka parametrov pryamotchnogo vysokochastotnogo ionnogo dvigatelya [Estimation of parameters of a ramjet high-frequency ion engine]. Trudy MAI [Proceedings of MAI], 2017, vol. 96. Available at: <http://trudymai.ru/published.php?ID=85709> (accessed November 10, 2021). (In Russ.).

УДК 621.383

Оценка эффективности внедрения перспективных каскадных фотоэлектрических преобразователей в состав солнечных батарей космических аппаратов

Лебедев Андрей Александрович

tovarisch-aal@mail.ru

АО «НПП «Квант», НИТУ «МИСиС»

Наумова Анастасия Александровна

An-92@bk.ru

АО «НПП «Квант», НИТУ «МИСиС»

Рябцева Мария Владимировна

Sineva1901@gmail.com

АО «НПП «Квант», НИТУ «МИСиС»

Смирнов Александр Андреевич

smirnow94@gmail.com

АО «НПП «Квант», НИТУ «МИСиС»

Болотин Артем Михайлович

bolotin-artem@yandex.ru

АО «НПП «Квант»

Вагапова Наргиза Тухтамышевна

vagapova_nt@mnsk.npp-kvant.ru

АО «НПП «Квант», НИТУ «МИСиС»

Приведен обзор перспективных каскадных фотоэлектрических преобразователей на основе соединений АЗВ5 (четырёх-, пятикаскадные на основе разбавленных нитридов, метаморфные, инвертированные метаморфные) и дана численная оценка влияния их внедрения в конструкцию солнечных батарей с разными вариантами каркасов на основные параметры системы электроснабжения космических аппаратов. Сделан вывод о превосходстве четырехкаскадных фотоэлектрических преобразователей на основе структуры с разбавленными нитридами над другими экспериментальными образцами.

Ключевые слова: солнечная батарея, полупроводниковые материалы АIIIВV, удельная мощность, многокаскадный фотоэлектрический преобразователь

Приведен обзор перспективных каскадных фотоэлектрических преобразователей на основе соединений АЗВ5 (четырёх-, пятикаскадные на основе разбавленных нитридов, метаморфные, инвертированные метаморфные) и дана численная оценка влияния их внедрения в конструкцию солнечных батарей с разными вариантами каркасов на основные параметры системы электроснабжения космических аппаратов. Сделан вывод о превосходстве четырехкаскадных фотоэлектрических преобразователей на основе структуры с разбавленными нитридами над другими экспериментальными образцами.

Анализ эффективности использования различных вариантов фотовосприимчивой электрогенерирующей части (ФГЧ) в составе перспективных солнечных батарей (СБ) космических аппаратов (КА), представленный в работе [1], который был проведен на основе сопоставления результатов расчетов ключевых параметров СБ, показал преимущество внедрения четырехкаскадных фотоэлектрических преобразователей (ФЭП) размера (4 × 8) см над традиционными трехкаскадными ФЭП на каркасах всех типов (струнном, сетчатом и экспериментальном сотовом каркасе соответственно):

- по мощности в стартовом объеме (12,62 Вт/м³, 10,81 Вт/м³ и 75,70 Вт/м³) на ~ 4 % в сравнении с СБ из ФЭП (8 × 8) см и на ~ 7 % в сравнении с СБ из ФЭП (4 × 8) см;

• по мощности в массе 210,54 Вт/кг, 205,63 Вт/кг и 126,72 Вт/кг, против 211,46 Вт/кг, 204,04 Вт/кг и 122,51 Вт/кг для СБ из ФЭП (8 × 8) см и против 197,07 Вт/кг, 192,47 Вт/кг и 118,54 Вт/кг для СБ из ФЭП (4 × 8) см;

• по удельной мощности (355,90 Вт/м², 320,32 Вт/м²) на ~ 4 % и 4,5 % в сравнении с СБ из ФЭП (8 × 8) см и на ~ 6,5 % и ~ 7 % в сравнении с СБ из ФЭП (4 × 8) см на начало и конец САС соответственно.

Как видно, они демонстрируют лучшие значения удельной мощности и мощности в стартовом объеме для всех типов каркасов и, что весьма важно, наименьшую деградацию от радиационного излучения на ГСО. По мощности в массе на струнном каркасе их превосходят трехкаскадные ФЭП увеличенного типоразмера, они же конкурируют по удельной массе (1,69 кг/м², 1,73 кг/м², 2,81 кг/м² против 1,61 кг/м², 1,66 кг/м², 2,78 кг/м² на струнном, сетчатом и экспериментальном сотовом каркасе соответственно). Долгое время успехи и достижения в создании альтернативных традиционным GaInP/GaInAs/Ge трех-, четырех- и более каскадных ФЭП носили характер единичных лабораторных образцов и не имелось каких-либо подтверждений промышленного производства ФЭП данных типов. Сегодня, когда в производственной программе ведущих изготовителей ФЭП стали появляться такие преобразователи видится полезным количественно охарактеризовать перспективные СБ на их основе и выделить наиболее приоритетные решения.

В традиционном элементе GaInP/GaInAs/Ge с согласованной решеткой спектральный диапазон от 0,7 до 1,4 эВ, где Ge-каскад генерирует приблизительно 0,2 В. Использование нитридных твердых растворов с шириной запрещенной зоны 1 эВ, таких как GaInNAsSb, обеспечивает меньшее расхождение между шириной запрещенной зоны (ШЗЗ) и энергией фотонов и более высокое напряжение — 0,49 В. Следовательно, использование такого сбалансированного по току каскада может дать рабочее напряжение на 0,3 В выше, чем ФЭП с Ge каскадом. Расчеты показали, что для реалистичной конструкции GaInP/GaAs/GaInNAsSb эффективность САС может увеличиться примерно на 3 % по сравнению с элементом на основе Ge [2]. Более того, включение согласованного с решеткой перехода GaInAsN 1,0 эВ между вторым переходом и нижним Ge-переходом может дать дополнительно на 2 % более высокую эффективность, что в конечном итоге приведет к 32–35 % эффективности в начале САС [3, 4].

Расчетные показатели электрических характеристик на начало САС для четырехкаскадного ФЭП на основе разбавленных нитридов: КПД — 36,9 %; $I_{кз}$ — 16,4 мА/см² и $U_{кк}$ — 3,46 В.

В компании Solar Junction Corp [5] уже разработаны согласованные по параметру решетки трехкаскадные ФЭП космического назначения на GaAs с эффективностью преобразования 31 %. Они работали на низкой околоземной орбите на двух КА, запущенных в июне 2014 г. компанией Aerospace Corporation.

Недавно компания Solar Junction Corp. успешно разработала и продемонстрировала прототип четырехкаскадного ФЭП с нитридным раствором (4J) с КПД 33%.

Технологическая сложность реализации таких структур заключается в необходимости двух стадийного роста с использованием МЛЭ (для нитридных слоев) и МОСГЭ (для слоев GaInP) [2, 6, 7].

Другой подход по оптимизации ШЗЗ каскадов ФЭП базируется на уходе от ограничения, связанного с необходимостью использования только лишь изопериодных соединений — создание метаморфного ФЭП с бездефектным, несогласованным с

подложкой по параметру решетки материалом и удовлетворительными концентрацией и подвижностью неосновных носителей заряда.

ФЭП 3G31C имеет трехкаскадную структуру InGaP/InGaAs/Ge с буферным InGaAs слоем и распределенным Брэгговским отражателем, позволяющим изменить составы и сдвинуть ШЗВ в область волн с большей длиной волны, а также создать необходимое несоответствие в параметрах решетки (менее 0,5 %), чтобы рассеять напряжение и одновременно не допустить проникновения дислокаций в фотоактивные слои [8]. Эта технология разрабатывалась на протяжении многих лет AZUR SPACE Solar Power GmbH и партнерами. Эффективность ФЭП в начале САС составляет 30,7 % (параметры на начало и конец САС (облучение электронами с энергией 1 МэВ флюенсом 10^{14} см⁻²), соответственно: $U_{xx} = 2,605$ В и $U_{xx} = 2,549$ В, $I_{кз} = 565$ мА и $I_{кз} = 552$ мА, $U_{max} = 2,33$ мВ и $U_{max} = 2,272$ мВ, КПД = 30,7 %, КПД = 29,5 %).

AZUR SPACE Solar Power GmbH в настоящее время производит метаморфные ФЭП в трех видах: 3C44 (для наземного применения), 3G31 (для низкой околоземной орбиты) и 4G32 AlInGaP/AlInGaAs/InGaAs/Ge (для геостационарной орбиты) с каскадами, обеспечивающими ШЗВ 1,9; 1,4; 1,1 и 0,66 эВ, соответственно (параметры на начало и конец САС (облучение электронами с энергией 1 МэВ флюенсом 10^{15} см⁻²), соответственно: $U_{xx} = 3,37$ В и $U_{xx} = 3,18$ В, $I_{кз} = 454$ мА и $I_{кз} = 445$ мА, $U_{max} = 2,92$ мВ и $U_{max} = 2,73$ мВ, КПД = 30,7 %, КПД = 27,8 %).

Инвертированный метаморфный ФЭП (ИММ) разрабатывается примерно с 2007 года, при этом созданы лабораторные образцы с 6 каскадами. Рост структуры методом МОСГЭ происходит в перевернутом виде, причем сначала выращиваются согласованные с подложкой по параметру решетки широкозонные переходы, а затем два несогласованных по параметрам решетки перехода. После этого конструкцию переворачивают, устанавливают на носитель, а подложку удаляют. Такой подход привел к достижению КПД в начале САС от 33 % до 37 % (АМ0) [8].

Для реализации высокой удельной мощности в SolAero были разработаны высокоэффективные инвертированные метаморфные ФЭП на основе материалов InGaP/GaAs/InGaAs (ИММ-3J) двух типов с высокой радиационной стойкостью и высокими характеристиками на начало САС.

Реализованы инвертированные метаморфные структуры, состоящие из каскадов GaInP (1,9 эВ), GaAs (1,42 эВ), Ga_{0,73}In_{0,27}As (1,05 эВ) и Ga_{0,47}In_{0,53}As (0,75 эВ). В настоящее время достигается КПД 30,8 % (АМ0). Расчетные показатели на начало САС для инвертированного метаморфного ФЭП составляют: КПД – 38,4 %; $I_{кз}$ – 16,4 мА/см² и U_{xx} – 3,62 В. По сравнению с ФЭП на основе разбавленных нитридов наибольший потенциал улучшения наблюдается у значения U_{xx} (3,62 В вместо 3,46 В). Однако одним из недостатков применения таких ФЭП в космосе является то, что метаморфные структуры демонстрируют слабую радиационную стойкость по сравнению с согласованными традиционными структурами.

Расчеты, аналогичные приведенным в [1], выполненные на основе указанных выше характеристик перспективных ФЭП, для СБ на струнном, сетчатом и экспериментальном сотовом каркасе соответственно показали, что

- по мощности в стартовом объеме (14,53 Вт/м³, 12,46 Вт/м³ и 87,20 Вт/м³)
- по мощности в массе (247,33 Вт/кг, 243,84 Вт/кг и 150,49 Вт/кг),
- по удельной мощности (435,98 Вт/м²),

СБ из ФЭП 4J Solar Junction Corp на ~ 3 % превосходят аналогичные конструкции с ФЭП 3G31, на ~ 5 % – 4G32, на ~ 17 % – ИММ-3J (А), на ~ 14 % – ИММ-3J (В).

Литература

- [1] Рябцева М.В., Наумова А.А., Лебедев А.А. Анализ конструкций перспективных солнечных батарей космических аппаратов // XLV Академические чтения по космонавтике (Королевские чтения – 2021): сб. тез.: в 4 т. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2021. Т. 1. С. 334–338.
- [2] Green M.A., Emery K., Hishikawa Y., Warta W., Dunlop E.D., Solar cell efficiency tables (version 41), Progress in Photovoltaics // Research and Applications. 2013. Vol. 21 (1). DOI: 10.1002/pip.2352
- [3] Sabnis V., Yuen H., Wiemer M. High efficiency multijunction solar cells employing dilute nitrides // in Proc. 8th International Conference on Concentrating Photovoltaic Systems, Toledo, Spain. 2012. DOI: 10.1063/1.4753823
- [4] Guter W., Dunzer F., Ebel L., Hillerich K., Köstler W., Kubera T., Meusel M., Postels B., Wächter C. Space solar cells – 3G30 and next generation radiation hard products // E3S Web of Conferences. 2017. Vol. 16. P. 03005. DOI: 10.1051/e3sconf/20171603005
- [5] Yamaguchi M. Radiation-resistant solar cells for space use // Solar Energy Materials and Solar Cells. 2001. Vol. 68 (1). Pp. 31–53. DOI: 10.1016/S0927-0248(00)00344-5
- [6] France R.M., Geisz J.F., Garcia I., Steiner M., McMahon W.E., Friedman D.J., Moriarty T.E., Osterwald C., Ward J.S., Duda A., Young M., Olavarria W.J. Design Flexibility of Ultrahigh Efficiency Four-Junction Inverted Metamorphic Solar Cells // IEEE Journal of Photovoltaics. 2016. Vol. 6 (2). Pp. 578–583. DOI: 10.1109/jphotov.2015.2505182
- [7] Tukiainen Aho A., Polojärvi V., Guina M. Dilute Nitride Space Solar Cells: Towards 4 Junctions // 10th European Space Power Conference ESPC. 2014. Vol. 719. Pp. 1–3.
- [8] Tommila J., Aho A., Tukiainen A., Polojärvi V., Salmi J., Niemi T., Guina M. Moth-eye antireflection coating fabricated by nanoimprint lithography on 1 eV dilute nitride solar cell // Prog. Photovoltaics Res. Appl. 2013. Vol. 21. Pp. 1158–1162.

Estimation of the Efficiency of Advanced Multijunction Solar Cells in Solar Panels of Space Spacecrafts**Lebedev Andrey Alexandrovich**

tovarisch-aal@mail.ru

*JSC "Scientific and Production Enterprise "Kvant", NUST MISIS***Naumova Anastasia Aleksandrovna**

An-92@bk.ru

*JSC "Scientific and Production Enterprise "Kvant", NUST MISIS***Ryabtseva Maria Vladimirovna**

Sineva1901@gmail.com

*JSC "Scientific and Production Enterprise "Kvant", NUST MISIS***Smirnov Alexander Andreevich**

smirnow94@gmail.com

*JSC "Scientific and Production Enterprise "Kvant", NUST MISIS***Bolotin Artem Mihaylovich**

bolotin-artem@yandex.ru

*JSC "Scientific and Production Enterprise "Kvant"***Vagapova Nargiza Tykhtamyshvna**

vagapova_nt@msk.npp-kvant.ru

JSC "Scientific and Production Enterprise "Kvant", NUST MISIS

An overview of multijunction solar cell based on A3B5 compounds (four-, five-junction based on diluted nitrides, metamorphic, inverted metamorphic) is conducted and a numerical study of the impact of them being integrated into the design of solar cells with various frame designs on the main parameters of power supply of spacecraft is given. The superiority of four-junction solar cells based on a structure with dilute nitrides over other experimental samples is shown.

Keywords: solar panel, AIII BV semiconductor materials, multijunction solar cell, specific power

References

- [1] Ryabtseva M.V., Naumova A.A., Lebedev A.A. Analiz konstruktivnykh perspektivnykh solnechnykh batarey kosmicheskikh apparatov [Analysis of designs of advanced solar batteries for spacecraft]. XLV Akademicheskie chteniya po kosmonavtike (Korolevskie chteniya – 2021) [XLV Academic Readings on cosmonautics (Korolev Readings – 2021)]: collection of abstracts: in 4 vols. Moscow, BMSTU Press, 2020, vol. 1, pp. 334–338. (In Russ.).
- [2] Green M.A., Emery K., Hishikawa Y., Warta W., Dunlop E. D., Solar cell efficiency tables (version 41), Progress in Photovoltaics. Research and Applications, 2013, vol. 21 (1). DOI: 10.1002/pip.2352
- [3] Sabnis V., Yuen H., Wiemer M. High efficiency multijunction solar cells employing dilute nitrides. In Proc. 8th International Conference on Concentrating Photovoltaic Systems, Toledo, Spain, 2012. DOI: 10.1063/1.4753823
- [4] Guter W., Dunzer F., Ebel L., Hillerich K., Köstler W., Kubera T., Meusel M., Postels B., Wächter C. Space solar cells — 3G30 and next generation radiation hard products. E3S Web of Conferences, 2017, vol. 16, pp. 03005. DOI: 10.1051/e3sconf/20171603005
- [5] Yamaguchi M. Radiation-resistant solar cells for space use. Solar Energy Materials and Solar Cells, 2001, vol. 68 (1), pp. 31–53. DOI: 10.1016/S0927-0248(00)00344-5
- [6] France R.M., Geisz J.F., Garcia I., Steiner M., McMahon W.E., Friedman D.J., Moriarty T.E., Osterwald C., Ward J.S., Duda A., Young M., Olavarria W.J. Design Flexibility of Ultrahigh Efficiency Four-Junction Inverted Metamorphic Solar Cells. IEEE Journal of Photovoltaics, 2016, vol. 6 (2), pp. 578–583. DOI: 10.1109/jphotov.2015.2505182
- [7] Tukiainen Aho A., Polojärvi V., Guina M. Dilute Nitride Space Solar Cells: Towards 4 Junctions. 10th European Space Power Conference ESPC, 2014, vol. 719, pp. 1–3.
- [8] Tommila J., Aho A., Tukiainen A., Polojärvi V., Salmi J., Niemi T., Guina M. Moth-eye antireflection coating fabricated by nanoimprint lithography on 1 eV dilute nitride solar cell. Prog. Photovoltaics Res. Appl., 2013, vol. 21, pp. 1158–1162.

УДК 629.7.03

Предварительная оценка массы блока маневрирования полнофункционального наноспутника

Максимов Александр Дмитриевич

asdds2014@mail.ru

Самарский университет

Чубенко Татьяна Александровна

chubenkott@mail.ru

Самарский университет

С бурным развитием технологий и задач, выполняемых наноспутниками, стало критически важным их оснащение устройствами для движения центра масс и вокруг него. Рассмотрены основные системы блока маневрирования для полной ориентации наноспутника. Представлены составляющие блока маневрирования и выполняемые ими функции. Показан метод расчета массы этих систем и самого блока маневрирования в целом. Сделаны выводы, что предложенный метод даёт удовлетворительную погрешность на этапе проектирования относительно существующих двигательных установок.

Ключевые слова: наноспутник, блок маневрирования, ракетный двигатель, расчет массы

Существенной особенностью современной космонавтики является все большее использование низкоорбитальных космических аппаратов (КА) нанокласса в реализацию разнообразных космических миссий. На момент 20 августа 2021 г. всего запущено на

орбиту 1766 наноспутников (НС), из них 1634 было разработано на основе стандарта CubeSat [1], что делает его основным стандартом для разработки подобных аппаратов.

Для реализации задач, поставленных перед НС, он должен быть полнофункциональным [2]. Таким образом, необходимым элементом является устройство управления положением и ориентацией в космическом пространстве. Вследствие этого, целесообразным является оснащение КА блоком маневрирования (БМ), способным удовлетворить требования по управлению движением. В связи с этим важнейшим элементом БМ является двигательная установка (ДУ).

Выбор той или иной ДУ зависит от конкретной миссии и требований к ней. В связи с этим, выбор оптимальной ДУ на этапе проектирования КА является критически важным. В случае НС разработчик сталкивается с жесткими массогабаритными ограничениями в соответствии с форматом. Таким образом, предварительная оценка массы ДУ является крайне важной задачей. Существующие методики разработаны для КА массой более 50 кг и освещают в основном электрореактивные ДУ [3–6], поэтому их применении для НС затруднительно.

Таким образом, разработка методики оценки предварительной массы БМ для НС является актуальной задачей. В данной работе рассмотрены ДУ на химических и электрических физических принципах работы.

Оценка массы проводится с точки зрения предельно достижимой минимальной массы БМ с использованием современных технологий проектирования и изготовления. Немало важным фактором является лёгкая интеграция БМ в КА. В связи с этим, БМ должен содержать элементы энергопитания, необходимые датчики, а также ДУ, позволяющую управлять движением КА.

В общем случае БМ содержит следующие системы:

- двигательный модуль (ДМ);
- систему преобразования и управления (СПУ);
- систему хранения и подачи рабочего тела (СХП);
- элементы конструкции и кабельную сеть (КБС) для соединения подсистем.

ДМ включают в себя средства для изменения положения КА в пространстве. Он предназначен для создания управляющего момента движением КА.

СПУ содержит устройства для аккумулирования энергии, элементы питания и преобразования энергии, модули управления, КБС, датчики и источник питания разряда (ИПР) в электрических ДУ на эффекте Холла.

Назначение СПУ:

- прием и исполнение управляющих команд;
- питание нагревательных элементов;
- управление запуском и работой ДМ;
- управление и питание элементов автоматики;
- формирование и выдача телеметрической информации о работе БМ;
- питание разрядной цепи напряжением;
- стабилизация тока разряда.

СХП включает в себя топливные баки, заправочные горловины и блок подачи топлива при использовании электрических ДУ. Она предназначена для хранения и подачи топлива в ДМ.

Расчет массы БМ проводится с учетом массы его подсистем, а также конструкции и соединительных элементов.

Масса СПУ складывается из массы аккумуляторных батарей, массы элементов питания и преобразования, массы элементов автоматики, массы датчиков и массы

ИПР. Массу аккумуляторных батарей можно определить исходя из необходимой энергии для функционирования БМ. Массу элементов питания и преобразования в первом приближении можно принять от 100 до 200 г в зависимости от типа ДУ [7]. Массу элементов автоматики складывается из массы клапанов и элементов регулирования расхода при их наличии [8]. Массу датчиков можно определить исходя из их количества и типа, чаще всего применяют датчики освещённости и датчики угловых скоростей, также возможно применение магнитометров и звёздных датчиков [9, 10]. Типичные массы датчиков представлены в [7, 9, 10]. Массу ИПР в первом приближении можно принять равной 0,5 кг [8]. Массу СХП складывается из топлива, необходимого для обеспечения требуемого запаса характеристической скорости, массы топливного бака, датчиков давления и температуры, а также заправочных горловин. Массу топлива определяется исходя из требуемого запаса характеристической скорости и удельного импульса ДУ [11]. Для определения массы бака химических ДУ используются формулы согласно [11] для электрических используются эмпирические коэффициенты [4, 5, 12]. Массу КБС можно принять в первом приближении равной 100 г [9]. Массу конструкции и соединительных элементов БМ зависят от применяемых материалов и размера спутника, для размера 1U в первом приближении данную величину можно принять равной 150 г [13].

В результате разработана методика предварительной оценки массы БМ для наноспутника с ДУ на различных физических принципах. Рассмотрены основные системы БМ, их состав и функции, которые они выполняют.

В целях проверки разработанной методики были просчитаны несколько существующих вариантов БМ с ДУ на химическом и электрическом принципе действия [14–18], исходя из обеспечения суммарного удельного импульса либо запаса характеристической скорости, указанного разработчиками.

В итоге было обнаружено, что погрешность определения массы БМ с ДУ на химическом топливе составляет от 10 до 35 %, в то время как для электрических — не более 80 %. Стоит отметить, что представленные ДУ в работах используют бортовые системы КА и не являются автономными, а также не обеспечивают полную ориентацию и управление движением КА. Если исключить из СПУ элементы питания и датчики, а также гироскоп и магнитные катушки, то погрешность определения составляет до 10 %.

Проведен обзор подсистем БМ и выполняемые ими функции. Предложен метод предварительной оценки массы БМ исходя из массы спутника и требуемого запаса характеристической скорости либо суммарного импульса. Погрешность определения массы по методике в сравнение с существующими ДУ составляет не более 10 %. В дальнейшем планируется разработка программы для автоматизированного расчета массы двигательной установки под определенную задачу космического аппарата.

Литература

- [1] World's largest database of nanosatellites, currently more than 2900 nanosats. URL: <http://nanosats.eu/> (дата обращения 10.12.2021).
- [2] Belokonov I., Ivliev A. Development of a propulsion system for a maneuvering module of a low-orbit nanosatellite // *Procedia Engineering*. 2017. Vol. 3. Pp. 366–372. DOI: 10.1016/j.proeng.2017.03.317
- [3] Куренков В.И., Кучеров А.С. Оценка массогабаритных характеристик комплексной двигательной установки космического аппарата дистанционного зондирования Земли // *Вестник СГАУ*. 2014. № 5 (47). Ч. 3. С. 176–185.

- [4] Онуфриева Е.В., Онуфриев В.В., Синявский В.В. О влиянии энерговооруженности корректирующей двигательной установки низкоорбитального космического аппарата на его срок активного существования // Известия Российской академии наук. Энергетика. 2019. № 4. С. 119–129. DOI: 10.1134/S0002331019040101
- [5] 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 университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2012. Т. 11. Вып. 3-1. С. 187–195.
- [6] Евдокимов Р.А., Синявский В.В., Скребков С.А. Вероятностные оценки массовых характеристик энергодвигательных систем транспортных и транспортно-энергетических космических аппаратов // Космическая техника и технологии. 2017. № 1 (16). С. 71–81.
- [7] Продукция CubeSatShop. URL: <https://www.cubesatshop.com/products/> (дата обращения 10.12.2021).
- [8] Бойкачев В.Н., Гусев Ю.Г., Жасан В.С., Ким В.П., Мартынов М.Б. Мурашко В.М., Нестерин И.М., Пильников А.В., Попов Г.А. О возможности создания электроракетной двигательной установки мощностью 10–30 кВт на базе двухрежимного двигателя СПД-140Д // Космическая техника и технологии. 2014. № 1 (4). С. 48–59.
- [9] Система ориентации наноспутника ТНС-0 №2 / Д.С. Иванов [и др.] // Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша. 2017. № 118. 20 с. DOI:10.20948/prepr-2017-118
- [10] Липатов А.Н., Ляш А.Н., Экономов А.П., Антоненко С.А., Захаркин Г.В. Звездный датчик для наноспутника // Вестник СибГАУ. 2013. № 3 (49). С. 132–137.
- [11] Беляев Н.М., Уваров Е.И. Расчет и проектирование реактивных систем управления космических летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1974. 200 с.
- [12] Беляев Н.М., Белик Н.П., Уваров Е.И. Реактивные системы управления космических летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1979. 232 с.
- [13] Официальный сайт СПУТНИКС. URL: <https://sputnix.ru> (дата обращения 05.12.2021).
- [14] Krejci D., Paulo L. Space Propulsion Technology for Small Spacecraft // Proceedings of the IEEE. 2018. Vol. 106. No. 3. Pp. 362–78.
- [15] Akshay R.T., Atri D. An Overview of Cube-Satellite Propulsion Technologies and Trends // Aerospace. 2017. Vol. 4. Art. no. 58. DOI:10.3390/aerospace4040058
- [16] Kristina L. Propulsion for CubeSats // Acta Astronautica. 2017. Vol. 134. Pp. 231–243. DOI: 10.1016/j.actaastro.2017.01.048
- [17] O'Reilly D., Herdrich G., Kavanagh D.F. Electric Propulsion Methods for Small Satellites: A Review // Aerospace. 2021. Vol. 8 (1). Art. no. 22. DOI: 10.3390/aerospace8010022
- [18] Levchenko I., Bazaka K., Ding Y., Raitses Y., Mazouffre S., Henning T., Klar P., Shinohara S., Schein J., Garrigues L., Kim M., Lev D., Taccogna F., Boswell R., Charles C., Koizumi H., Shen Y., Scharlemann C., Keidar M., Xu S. Space micropropulsion systems for Cubesats and small satellites: From proximate targets to furthestmost frontiers // Applied Physics Reviews. 2018. Vol. 5. Art. no. 011104. DOI: 10.1063/1.5007734

Preliminary Evaluation of the Mass of the Maneuvering Unit of the Fully Functional Nanosatellite

Maksimov Aleksandr Dmitriievich
Samara University

asdds2014@mail.ru

Chubenko Tatiana Aleksandrovna
Samara University

chubenkott@mail.ru

With the rapid development of technologies and tasks performed by nanosatellites, it has become critically important to equip them with devices for motion the center of mass and around it.. The main systems of the maneuvering unit for the full orientation of the nanosatellite are considered.

The components of the maneuvering unit and the functions performed by them are presented. The method of calculating the mass of these systems and the maneuvering unit itself as a whole is shown. It is concluded that the proposed method gives a fair accuracy at the design stage relative to existing propulsion systems.

Keywords: *nanosatellite, maneuvering unit, rocket engine, mass calculation*

References

- [1] World's largest database of nanosatellites, currently more than 2900 nanosats. Available at: <http://nanosats.eu/> (accessed December 10, 2021).
- [2] Belokonov I., Ivliev A. Development of a propulsion system for a maneuvering module of a low-orbit nanosatellite. *Procedia Engineering*, 2017, vol. 3, pp. 366–372. DOI: 10.1016/j.proeng.2017.03.317
- [3] Kurenkov V.I., Kucherov A.S. Ocenka massogabaritnykh harakteristik kompleksnoj dvigatel'noj ustanovki kosmicheskogo apparata distancionnogo zondirovaniya Zemli [assessment of the mass and size characteristics of the complex propulsion system of the Earth remote sensing spacecraft]. *Vestnik SGAU [SSAU]*, 2014, no. 5 (47), ch. 3, pp. 176–185. (in Russ.).
- [4] Onufrieva E.V., Onufriev V.V., Sinyavskij V.V. O vliyanii energovooruzhennosti korrektruyushchej dvigatel'noj ustanovki nizkoorbital'nogo kosmicheskogo apparata na ego srok aktivnogo sushchestvovaniya [On the influence of the power-to-weight ratio of the correcting propulsion system of a low-orbit spacecraft on its active life]. *Izvestiya Rossijskoj akademii nauk. Energetika [Herald of the Russian Academy of Sciences. Energy]*, 2019, no. 4, pp. 119–129. (in Russ.). DOI: 10.1134/S0002331019040101
- [5] Kul'kov V.M., Obukhov V.A., Egorov Yu.G., Belik A.A., Kraynov A.M.. Sravnitel'naya otsenka effektivnosti primeneniya perspektivnykh tipov elektroraketnykh dvigateley v sostave malykh kosmicheskikh apparatov [Comparative assessment of the effectiveness of the use of promising types of electric propulsion in small spacecraft]. *Vestnik Samarskogo universiteta. Aerokosmicheskaya tekhnika, tekhnologii i mashinostroenie [Herald of the Samara University. Aerospace engineering, technology and mechanical engineering]*, 2012, vol. 11, iss. 3-1, pp. 187–195. (in Russ.).
- [6] Evdokimov R.A., Sinyavskiy V.V., Skrebkov S.A. Veroyatnostnye otsenki massovykh kharakteristik energodvigatel'nykh sistem transportnykh i transportno-energeticheskikh kosmicheskikh apparatov [Probabilistic estimates of the mass characteristics of power-propulsion systems of transport and transport-energy spacecraft]. *Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii [Space technique and technologies]*, 2017, no. 1 (16), pp. 71–81. (in Russ.).
- [7] CubeSatShop products. Available at: <https://www.cubesatshop.com/products/> (accessed September 28, 2021).
- [8] Boykachev V.N., Gusev Yu.G., Zhasan V.S., Kim V.P., Martynov M.B. Murashko V.M., Nesterin I.M., Pilnikov A.V., Popov G.A. O vozmozhnosti sozdaniya elektroraketnoy dvigatel'noy ustanovki moshchnostyu 10–30 kVt na baze dvukhrezhimnogo dvigatelya SPD-140D [On the possibility of creating an electric propulsion system with a capacity of 10–30 kW based on a dual-mode engine SPD-140D]. *Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii [Space technique and technologies]*, 2014, no. 1 (4), pp. 48–59. (in Russ.).
- [9] Sistema orientatsii nanosputnika TNS-0 № 2. Ivanov D.S. [i dr.]. [Nanosatellite orientation system TNS-0 № 2. Ivanov D.S. et al.]. *Preprinty IPM im. M.V. Keldysha [Preprints of the Institute of Applied Mathematics M.V. Keldysh]*, 2017, no. 118, 20 p. (in Russ.). DOI:10.20948/prepr-2017-118
- [10] Lipatov A.N., Lyash A.N., Ekonomov A.P., Antonenko S.A., Zakharkin G.V. Zvezdnyy datchik dlya nanosputnika [Star sensor for nanosatellite]. *Vestnik SibGAU*, 2013, no. 3 (49), pp. 132–137. (in Russ.).
- [11] Belyaev N.M., Uvarov E.I. Raschet i proektirovanie reaktivnykh sistem upravleniya kosmicheskikh letatel'nykh apparatov [Calculation and design of reactive control systems for spacecraft]. *Moscow, Mashinostroenie Publ.*, 1974, 200 p. (in Russ.).
- [12] Belyaev N.M., Belik N.P., Uvarov E.I. Reaktivnye sistemy upravleniya kosmicheskikh letatel'nykh apparatov [Reactive control systems for spacecraft]. *Moscow, Mashinostroenie Publ.*, 1979, 232 p. (in Russ.).

- [13] Official site SPUTNIX. Available at: <https://sputnix.ru> (accessed September 28, 2021).
- [14] Krejci D., Paulo L. Space Propulsion Technology for Small Spacecraft. Proceedings of the IEEE, 2018, vol. 106, no. 3, pp. 362–78.
- [15] Akshay R.T., Atri D. An Overview of Cube-Satellite Propulsion Technologies and Trends. Aerospace, 2017, vol. 4, art. no. 58. DOI10.3390/aerospace4040058
- [16] Kristina L. Propulsion for CubeSats. Acta Astronautica, 2017, vol. 134, pp. 231–243. DOI: 10.1016/j.actaastro.2017.01.048
- [17] O'Reilly D., Herdrich G., Kavanagh D.F. Electric Propulsion Methods for Small Satellites: A Review. Aerospace, 2021, vol. 8 (1), art. no. 22. DOI: 10.3390/aerospace8010022
- [18] Levchenko I., Bazaka K., Ding Y., Raitsev Y., Mazouffre S., Henning T., Klar P., Shinohara S., Schein J., Garrigues L., Kim M., Lev D., Taccogna F., Boswell R., Charles C., Koizumi H., Shen Y., Scharlemann C., Keidar M., Xu S. Space micropropulsion systems for Cubesats and small satellites: From proximate targets to furthestmost frontiers. Applied Physics Reviews, 2018, vol. 5, art. no. 011104. DOI: 10.1063/1.5007734

УДК 533.59

Стыковочные испытания двигательной установки на базе малогабаритного высокочастотного ионного двигателя GT50

Манегин Денис Сергеевич

МГТУ им. Н.Э. Баумана

manegin@bmstu.ru

Оссовский Антон Владимирович

ООО «Авант – Спейс Системс»

info@avantspace.com

Черный Иван Андреевич

ООО «Авант – Спейс Системс»

ionquiet208@gmail.com

Сурминский Александр Сергеевич

ООО «Авант – Спейс Системс»

alexander.surminskii@gmail.com

Ивахненко Сергей Геннадьевич

МГТУ им. Н.Э. Баумана

ivakhnenko@bmstu.ru

Воробьев Евгений Валентинович

МГТУ им. Н.Э. Баумана

evv@bmstu.ru

Шилов Сергей Олегович

МГТУ им. Н.Э. Баумана

serega.shilov@mail.ru

Рязанов Виктор Аркадьевич

МГТУ им. Н.Э. Баумана

rzn@bmstu.ru

Рассмотрены результаты стыковочных испытаний двигательной установки GT50 компании Avant Space. В состав двигательной установки входили высокочастотный ионный двигатель с высоковольтным источником питания и высокочастотным генератором, катод-нейтрализатор и блок управления газовым расходом. Двигательная установка запущена на четырех пробных режимах. Подтверждена работоспособность всех компонентов и системы в целом.

Ключевые слова: *двигательная установка, малые космические аппараты, электроракетный двигатель, катод-компенсатор*

На сегодняшний день одним из самых стремительно развивающихся направлений в космической технике являются малые космические аппараты (МКА). Небольшие масса и габариты вкупе с доступностью элементной базы и возможностью вывода данного класса спутников на орбиту в качестве попутной нагрузки позволяют существенно снизить стоимость запуска МКА. Однако, малый формат ограничивает массу и размеры бортовых систем, в том числе и двигательной установки (ДУ). Энерговооружённость МКА также невелика. По этой причине актуальной становится задача разработки нового поколения ДУ, специально предназначенных для использования на МКА и отличающихся небольшими габаритами и низкой потребляемой мощностью. В России работы в данном направлении до недавнего времени осуществлялись только государственными предприятиями и университетами. Первой частной российской компанией, представившей ДУ для использования на МКА, стала Avant Space [1]. Стыковочные испытания разработанной в Avant Space ДУ GT50, подтвердившие работоспособность всех её компонентов и системы в целом, были проведены в июле 2021 года в МГТУ им. Н.Э. Баумана.

Основой ДУ GT50 является ионный двигатель с ионизацией рабочего тела в высокочастотном индуктивном разряде [2]. Ионно-оптическая система включает три электрода, два из которых (эмиссионный и ускоряющий) представляют собой сетки плоской конфигурации с соосными отверстиями, а третий (замедляющий) выполнен кольцевым. Газоразрядная камера изготовлена из вакуумплотной керамики и имеет форму усечённого конуса. Диаметр ионного пучка на выходе из ионно-оптической системы составляет 50 мм. В качестве рабочего газа используется ксенон.

В состав ДУ GT50 помимо ионного двигателя входят высоковольтный источник питания (ВИП), высокочастотный генератор (ВЧГ), катод-нейтрализатор (КН) и блок управления газовым расходом (БУГР). ВИП осуществляет электропитание ионно-оптической системы двигателя, обеспечивая положительный потенциал 0...3 кВ на эмиссионном электроде и отрицательный потенциал 0...0,5 кВ на ускоряющем. ВЧГ через индуктор создаёт в камере двигателя переменное магнитное поле, поддерживающее горение индуктивного разряда. Диапазон регулирования частот ВЧГ составляет 1...6 МГц [3]. КН представляет собой термоэмиссионный газоразрядный источник электронов, способный компенсировать ионные токи до 250 мА. БУГР устанавливает номинальный расход ксенона через КН и позволяет регулировать расход через газоразрядную камеру двигателя в пределах 0,1...0,4 мг/с. ВИП и ВЧГ являются собственной разработкой компании *AvantSpace*, в то время как КН и БУГР были разработаны и изготовлены в АО ГНЦ «Центр Келдыша».

Испытания ДУ проводились на вакуумном стенде кафедры «Плазменные энергетические установки» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Основой стенда являлась вакуумная камера диаметром 0,7 м и длиной 0,7 м. Высоковакуумная откачка осуществлялась турбомолекулярным насосом. Двигатель GT50 вместе с КН и БУГР был установлен на фланце вакуумной камеры.

Для проверки работоспособности системы были выбраны несколько пробных режимов. Потенциал эмиссионного электрода изменялся в пределах 1,0...1,3 кВ с шагом 0,1 кВ. Потенциал ускоряющего электрода составлял 0,1 кВ и поддерживался постоянным. Замедляющий электрод, корпус КН и корпус двигателя были заземлены. Расход газа через газоразрядную камеру двигателя составлял 0,2 мг/с, давление в вакуумной камере при этом не превышало $2,0 \cdot 10^{-5}$ торр. ВЧГ работал на частоте 2 МГц. Регистрировались ток ионного пучка двигателя и ток перехвата на ускоряющий электрод. В ходе испытаний тяга не измерялась.

Были отработаны запуск БУГР и КН, зажигание основного разряда двигателя от КН и функционирование системы на пробных режимах. Ток перехвата на ускоряющий электрод не превышал 1,5 мА для всех режимов работы. Значение тока ионного пучка слабо увеличивалось с ростом потенциала на эмиссионном электроде от 45,8 мА для 1 кВ до 47,4 мА для 1,3 кВ.

Все элементы ДУ GT50 работали стабильно и без сбоев, стыковочные испытания были признаны успешными. Далее планируются проведение параметрических испытаний ионного двигателя и оптимизация рабочего режима с использованием стеновой базы МГТУ им. Н.Э. Баумана [4].

Литература

- [1] Официальный сайт Avant Space. Avant Space. URL: <https://avantspace.com/> (дата обращения 09.11.2021).
- [2] Rakhimov R., Kharlan Y., Uzhinsky I., Milov A., Aypov R., Cherniy I.A. Numerical simulation of plasma discharge in RF ion thruster // Proceedings of the 36th International Electric Propulsion Conference. 2019. IEPC Paper no. 2019-496.
- [3] Surminskii A., Aypov R., Kharlan Y., Rakhimov R. Development of compact high efficiency RF generator for inductive coupled plasma sources // Proceedings of the 36th International Electric Propulsion Conference. 2019. IEPC Paper no. 2019-464.
- [4] Манегин Д.С., Плотникова О.П., Рязанов В.А. Электровакуумный стенд для испытаний электроракетных двигателей малой мощности // XLV Академические чтения по космонавтике (Королевские чтения – 2021): сб.тез.: в 4 т. 2021. С. 309–312.

Coupling Test of the Propulsion System Based on the Small-Sized Radiofrequency Ion Thruster GT50

Manegin Denis Sergeevich

manegin@bmstu.ru

BMSTU

Osovskiy Anton Vladimirovich

info@avantspace.com

LLC "Avant – Space Systems"

Chernyy Ivan Andreevich

ionquiet208@gmail.com

LLC "Avant – Space Systems"

Surminskii Alexander Sergeevich

alexander.surminskii@gmail.com

LLC "Avant – Space Systems"

Ivakhnenko Sergey Gennadievich

ivakhnenko@bmstu.ru

BMSTU

Vorob'ev Evgeny Valentinovich

evv@bmstu.ru

BMSTU

Shilov Sergey Olegovich

serega.shilov@mail.ru

BMSTU

Ryazanov Victor Arkadievich

rzn@bmstu.ru

BMSTU

The paper presents the results of coupling tests of the Avant Space GT50 propulsion system. The propulsion system included a high-frequency ion thruster with a high-voltage power supply and a

high-frequency generator, a cathode-neutralizer, and a gas flow control unit. The propulsion system was launched in four trial modes. The operability of all components and the whole system has been confirmed.

Keywords: *propulsion system, small spacecraft, electric propulsion, cathode-neutralizer*

References

- [1] Official website of Avant Space. Avant Space. Available at: <https://avantspace.com/> (accessed November 09, 2021).
- [2] Rakhimov R., Kharlan Y., Uzhinsky I., Milov A., Aypov R., Cherniy I.A. Numerical simulation of plasma discharge in RF ion thruster. Proceedings of the 36th International Electric Propulsion Conference, 2019, IEPC Paper no. 2019-496.
- [3] Surminskii A., Ayupov R., Kharlan Y., Rakhimov R. Development of compact high efficiency RF generator for inductive coupled plasma sources. Proceedings of the 36th International Electric Propulsion Conference, 2019, IEPC Paper no. 2019-464.
- [4] Manegin D.S., Plotnikova O.P., Ryazanov V.A. Elektrovakuumnyy stend dlya ispytaniy elektrovakuumnykh dvigateley maloy moshchnosti [Electric vacuum test facility for low-power electric thrusters]. XLV Akademicheskiye chteniya po kosmonavtike (Korolevskie chteniya – 2021) [XLV Academic Readings on cosmonautics (Korolev Readings – 2021)]: collection of abstracts: in 4 vols. Moscow, BMSTU Press, 2021, pp. 309–312. (In Russ.).

УДК 53.072.13

Исследование эффективности системы беспроводной передачи энергии лазерным излучением

Мацак Иван Сергеевич

f.mephi@gmail.com

ПАО «РКК «Энергия»

Воропаев Роман Андреевич

voropaeffff@yandex.ru

ПАО «РКК «Энергия»

Тугаенко Вячеслав Юрьевич

vjatcheslav.tugaenko@rscf.ru

ПАО «РКК «Энергия»

Представлены результаты исследований эффективности беспроводной передачи энергии лазерным излучением. Приведены структура КПД тракта, расчетные и экспериментальные значения эффективности, сравнительная оценка существующих методов беспроводной передачи энергии. Предложены способы повышения эффективности. Рассмотрены варианты систем для передачи расстояния на небольшие (до 1 км) и большие (более 100 км) расстояния и оценены достижимые значения КПД.

Ключевые слова: *беспроводная передача энергии, эффективность, лазерный метод, КПД*

Система беспроводной передачи энергии может быть реализована на основе методов электромагнитной индукции [1,2], электростатической индукции [3]; микроволнового [4] или лазерного методов [5, 6] и др. Перечисленные методы находятся на разном уровне технологической готовности и значительно отличаются по основным характеристикам, определяющих области их применения, — типичной передаваемой электрической мощности, дальности передачи и коэффициенту полезного действия.

Методы, основанные на электромагнитной и электростатической индукции, обладают высокой степенью технологической готовности и получают все большее распространение, так как позволяют обеспечить высокую эффективность передачи (более 70 %) при передаче большой мощности (более 1 кВт). Однако эти методы являются короткодействующими и обеспечивают эффективную передачу энергии на расстояниях не более 50 см. Поэтому актуальность исследований по беспроводной передаче энергии на большие расстояния микроволновым и лазерным методами остаётся на прежнем уровне. При спаде количества исследований в области микроволновой передачи энергии наблюдается заметный рост числа публикаций по лазерному методу. Дифракционная расходимость микроволн не позволяет изготавливать компактные приемники и излучатели [7] и значительно ограничивает сферы потенциального применения, что не является недостатком лазерного метода.

Исследования по беспроводной передаче энергии лазерным излучением проводятся в США, Европе, Японии и России. Одни из первых теоретических исследований начались в США [8, 9]. Компания Laser Motive провела демонстрационные эксперименты по дистанционному энергоснабжению беспилотного летательного аппарата в течение 12 ч [10], а затем 48 ч без посадки.

К настоящему моменту очевидно, что системы, реализованные на основе лазерного метода, являются единственной возможностью беспроводной передачи энергии на большие расстояния. Доведение передаваемой мощности до нескольких киловатт при расстояниях 1000 и более километров позволят найти применение в космосе. При этом на настоящем уровне развития технологии передаваемая электрическая мощность составляет сотни ватт при расстояниях в несколько километров. Для подтверждения реализуемости систем беспроводной передачи энергии для космических приложений и изучению их характеристик планируется провести космический эксперимент «Пеликан».

Одним из недостатков рассматриваемой технологии является сравнительно низкая эффективность, подтвержденный уровень которой согласно последним исследованиям составляет 9...12 % от электричества до электричества [11–13]. Поэтому одним из ключевых направлений исследований в области беспроводной передачи энергии лазерным методом является повышение эффективности.

Эффективность передачи энергии лазерным излучением от электричества до электричества зависит от эффективности компонентов системы и имеет мультипликативный характер. В общем случае для оценки эффективности передачи энергии используется формула

$$\eta = \frac{P_{\text{в}}}{P_{\text{п}}} = \frac{P_{\text{п}} - P_{\text{х}} - P_{\text{з}}}{P_{\text{п}}} \eta_{\text{п}} \eta_{\text{л}} \eta_{\text{о}} \eta_{\text{н}} \eta_{\text{а}} \eta_{\text{ф}} \eta_{\text{в}},$$

где $P_{\text{в}}$ — мощность, потребляемая системой передачи энергии; $P_{\text{п}}$ — передаваемая мощность; $P_{\text{х}}$ — мощность, затрачиваемая на охлаждение; $P_{\text{з}}$ — мощность обеспечиваемой электроники; $\eta_{\text{п}}$ — эффективность системы питания (драйвера); $\eta_{\text{л}}$ — эффективность лазерного модуля; $\eta_{\text{о}}$ — коэффициент пропускания оптической системы; $\eta_{\text{н}}$ — эффективность системы наведения; $\eta_{\text{а}}$ — поглощение в атмосфере; $\eta_{\text{ф}}$ — эффективность фотоэлектрических преобразователей; $\eta_{\text{в}}$ — эффективность системы преобразования энергии приемника.

Проведенные теоретические и расчетно-экспериментальные оценки с учетом тенденций в развитии компонентной базы технологии позволяют сделать вывод о до-

стижимости в ближайшие годы значений эффективности от 14 до 25 %. При этом предельное значение для технологии составляет около 30 %.

Авторами рассмотрены варианты построения систем беспроводной передачи энергии для достижения максимальных значений КПД, приведены результаты лабораторных исследований для небольших расстояний, а также расчетные исследования показателей эффективности для систем, ориентированных на передачу на сверхдальние расстояния (100 км и более).

Литература

- [1] Kurs A. et al. Wireless power transfer via strongly coupled magnetic resonances // *Science*. 2007. Vol. 317, no. 5834. Pp. 83–86. DOI: 10.1126/science.1143254
- [2] Lee S.-H., Lorenz R.D. Development and Validation of Model for 95%-Efficiency 220-W Wireless Power Transfer Over a 30-cm Air Gap // *IEEE Transactions on Industry Applications*. 2007. Vol. 47, no. 6. Pp. 2495–2504. DOI: 10.1109/TIA.2011.2168555
- [3] Alhamrouni I. et al. Application of inductive coupling for wireless power transfer // *International Journal of Power Electronics and Drive Systems*. 2020. Vol. 11, no. 3. Pp. 1109–1116. DOI: 10.11591/ijpeds.v11.i3.pp1109-1116
- [4] Shinohara N. *Wireless Power Transfer via Radiowaves*. Hoboken, NJ, USA: John Wiley & Sons, Inc., 2014. 238 p.
- [5] Kawashima N., Takeda K., Yabe K. Application of the laser energy transmission technology to drive a small airplane // *Chinese Opt. Lett.* 2007. Vol. 5, no. s1. P. 109.
- [6] Chertok B.E. et al. Remote electric power transfer between spacecrafts by infrared beamed energy // *AIP Conference Proceedings*. AIP Publishing. 2011. Vol. 1402, no. 1. Pp. 489–496.
- [7] Brown W.C. The history of power transmission by radio waves // *IEEE Trans. Microw. Theory Tech.* IEEE. 1984. Vol. 32, no. 9. Pp. 1230–1242.
- [8] Bain C.N. Potential of laser for SPS power transmission // *PRC Energy Analysis Company McLean, DOE/NASA Satellite Power System Concept Development and Evaluation Program*. 1978. P. 112.
- [9] Dickinson R., Grey J. *Lasers for Wireless Power Transmission*. Available at: <http://hdl.handle.net/2014/16855> (accessed December 12, 2021).
- [10] Nugent T.J. et al. 12-Hour hover: Flight demonstration of a laser-powered quadcopter // *Proc. of AUVSI Unmanned Systems North America Conference*. 2011. 10 p.
- [11] Zhou W., Jin K. Efficiency Evaluation of Laser Diode in Different Driving Modes for Wireless Power Transmission // *IEEE Trans. Power Electron.* 2015. Vol. 30, no. 10. Pp. 6237–6244. DOI: 10.1109/TPEL.2015.2411279
- [12] 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). Art. ID 086108. DOI: 10.1117/1.OE.57.8.086108
- [13] Zhou W., Jin K. Power control method for improving efficiency of laser-based wireless power transmission system // *IET Power Electron.* 2020. Vol. 13, iss. 10. Pp. 2096–2105. DOI: 10.1049/iet-pel.2019.1372

Research on the Efficiency of Laser Wireless Power Transmission System

Matsak Ivan Sergeevich

f.mephi@gmail.com

S.P. Korolev Rocket and Space Public Corporation Energia

Voropaev Roman Andreyevich

voropaeffff@yandex.ru

S.P. Korolev Rocket and Space Public Corporation Energia

Tugaenko Vyacheslav Yurevich

vjatcheslav.tugaenko@rsce.ru

S.P. Korolev Rocket and Space Public Corporation Energia

The paper presents the results of research on the efficiency of laser wireless power transmission. We present the structure of the channel efficiency, the calculated and experimental values of the efficiency, and a comparative assessment of the existing methods of wireless power transmission. Ways to improve efficiency are proposed. Variants of systems for transmission of distance over short (up to 1 km) and long (more than 100 km) distances are considered, and the achievable values of efficiency are estimated.

Keywords: wireless power transmission, efficiency, laser, laser radiation

References

- [1] Kurs A. et al. Wireless power transfer via strongly coupled magnetic resonances. *Science*, 2007, vol. 317, no. 5834, pp. 83–86. DOI: 10.1126/science.1143254
- [2] Lee S.-H., Lorenz R.D. Development and Validation of Model for 95%-Efficiency 220-W Wireless Power Transfer Over a 30-cm Air Gap. *IEEE Transactions on Industry Applications*, 2007, vol. 47, no. 6, pp. 2495–2504. DOI: 10.1109/TIA.2011.2168555
- [3] Alhamrouni I. et al. Application of inductive coupling for wireless power transfer. *International Journal of Power Electronics and Drive Systems*, 2020, vol. 11, no. 3, pp. 1109–1116. DOI: 10.11591/ijpeds.v11.i3.pp1109-1116
- [4] Shinohara N. *Wireless Power Transfer via Radiowaves*. Hoboken, NJ, USA, John Wiley & Sons, Inc., 2014, 238 p.
- [5] Kawashima N., Takeda K., Yabe K. Application of the laser energy transmission technology to drive a small airplane. *Chinese Opt Lett*, 2007, vol. 5, no. s1, p. 109.
- [6] Chertok B.E. et al. Remote electric power transfer between spacecrafts by infrared beamed energy. *AIP Conference Proceedings*. AIP Publishing, 2011, vol. 1402, no. 1, pp. 489–496.
- [7] Brown W.C. The history of power transmission by radio waves. *IEEE Trans. Microw. Theory Tech.* IEEE, 1984, vol. 32, no. 9, pp. 1230–1242.
- [8] Bain C.N. Potential of laser for SPS power transmission. PRC Energy Analysis Company McLean, DOE/NASA Satellite Power System Concept Development and Evaluation Program, 1978, p. 112.
- [9] Dickinson R., Grey J. Lasers for Wireless Power Transmission. Available at: <http://hdl.handle.net/2014/16855> (accessed December 12, 2021).
- [10] Nugent T.J. et al. 12-Hour hover: Flight demonstration of a laser-powered quadrocopter. *Proc. of AUVSI Unmanned Systems North America Conference*, 2011, 10 p.
- [11] Zhou W., Jin K. Efficiency Evaluation of Laser Diode in Different Driving Modes for Wireless Power Transmission. *IEEE Trans. Power Electron*, 2015, vol. 30, no. 10, pp. 6237–6244. DOI: 10.1109/TPEL.2015.2411279
- [12] 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), art. ID 086108. DOI: 10.1117/1.OE.57.8.086108
- [13] Zhou W., Jin K. Power control method for improving efficiency of laser-based wireless power transmission system. *IET Power Electron*, 2020, vol. 13, iss. 10, pp. 2096–2105. DOI: 10.1049/iet-pel.2019.1372

УДК 621.455.4

Разработка лабораторного образца микроимпульсного плазменного двигателя для наноспутников

Михайлов Павел Сергеевич

gmgm01@mail.ru

*Федеральное государственное бюджетное учреждение науки**Институт электрофизики Уральского отделения Российской академии наук***Максимов Артем Дмитриевич**

a.d.maksimov1415@gmail.com

*Федеральное государственное бюджетное учреждение науки**Институт электрофизики Уральского отделения Российской академии наук***Музюкин Илья Львович**

plasmon@mail.ru

*Федеральное государственное бюджетное учреждение науки**Институт электрофизики Уральского отделения Российской академии наук*

Создан и исследован лабораторный образец микроимпульсного плазменного двигателя. Главная цель — создать двигатель, который мог использоваться на наноспутниках, таких как Кубсат. Двигатель состоит из генератора высоковольтных импульсов и разрядного промежутка, общая масса меньше 100 г. Для работы двигателя требуется 3–5 Вт электроэнергии. В качестве рабочего тела использовался полиэтилен. С помощью крутильного маятника измерена тяга, двух детекторов плазмы — скорость ионов.

Ключевые слова: *электрические ракетные двигатели, поверхностный пробой, вакуумный разряд, импульсный плазменный двигатель, Кубсат*

С каждым годом количество запускаемых в космос спутников увеличивается [1]. Большинство из этих спутников — нано- и микроспутники. Масса этих спутников достаточно мала (от единиц до десятков кг), поэтому можно запускать сразу множество спутников. Из-за массовости запусков цена на такие спутники не такая большая по сравнению с обычными полномасштабными спутниками. Это позволяет запускать такие спутники не только крупным корпорациям, но и достаточно малым группам и даже студенческим коллективам. Задачи у микро- и наноспутников абсолютно разные, но их объединяет, то, что на большинстве таких спутников отсутствуют двигательные установки [2]. Это уменьшает срок службы спутника и спектр его потенциальных возможностей. Наличие двигателя на борту позволит спутникам поддерживать свою орбиту в течение длительного промежутка времени, так же позволит им в некоторых случаях изменять орбиту. По окончании эксплуатации наноспутника, двигатель способен обеспечить спуск с орбиты, тем самым не давая накапливаться орбитальному мусору. Из выше сказанного можно сделать вывод, что двигательная установка на спутниках должна быть обязательной, но создание такой установки — это технический и инженерный вызов, так как масса и потребляемая мощность сильно ограничены конструктивными особенностями наноспутника.

Самым популярным наноспутником является Кубсат. Он состоит из «юнитов» кубов со стороной 10 см массой около 1,3 кг [3]. Таких юнитов может использоваться от 1 до 20 штук. Довольно распространенным является кубсат из 3х юнитов. Для двигательной установки остается порядка 3 Вт электрической мощности и свободное пространство порядка пол юнита ($5 \times 10 \times 10$). Вес двигателя не должен превышать 400 г. С такими ограниченными параметрами, наиболее подходящими для использования, являются электрические двигатели. По сравнению с традиционными, у них

более высокий коэффициент использования топлива, следовательно, в условиях открытого космоса подобные двигатели позволяют развить большую скорость ускоряемого объекта. Однако тяга электрических двигателей заметно меньше, кроме того, им постоянно требуется электроэнергия.

Было принято решение в качестве прототипа разработать и собрать микроимпульсный плазменный двигатель. В нем запасенная электрическая энергия преобразуется в кинетическую энергию топлива. Это происходит во время поверхностного пробоя по поверхности диэлектрика. Образовавшаяся плазма имеет достаточно высокие скорости. По сравнению с другими аналогичными двигателями, в нашей конструкции было принято решение использовать максимально короткий высоковольтный импульс для более эффективного преобразования топлива в плазму [4]. Для этих целей разработан генератор высоковольтных импульсов. Он состоит из двух ступеней: DC–DC преобразователя, который повышает напряжения питания с 5 до 60 вольт и генератора коротких импульсов, подаваемых на трансформатор. Для увеличения напряжения на выходе трансформатора можно установить умножитель напряжения из нескольких высоковольтных конденсаторов и диодов. Масса получившегося генератора из двух ступеней составляет порядка 50 г. Для испытания использовался коаксиальный разрядный промежуток с расстоянием анод катод ~0,4 мм. В качестве рабочего тела использовался полиэтилен. Тяга измерена при помощи крутильного маятника, путем измерения амплитуды колебаний маятника после серии импульсов. Скорость, получившаяся в результате поверхностного разряда ионов, была измерена с помощью двух детекторов плазмы, расположенных на разных расстояниях от двигателя.

Литература

- [1] O'Reilly D., Herdrich G., Kavanagh D.F. Electric propulsion methods for small satellites: A review // *Aerospace*. 2021. Vol. 8. No. 22. DOI: 10.3390/aerospace8010022
- [2] Levchenko I., Bazaka K., Ding Y., Raitsev Y. Space micropropulsion systems for CubeSat and small satellites: From proximate targets to furthestmost frontiers // *Applied Physics Reviews*. 2018. Vol. 5. DOI: 10.1063/1.5007734
- [3] CubeSat Design Specification Rev. 14. The CubeSat program. Cal Poly SLO, 2020. 34 p.
- [4] Muzyukin I.L., Mikhailov P.S., Parameters of the Ion Flow of the Pulsed Vacuum Flashover Discharge // *IEEE Transactions on Plasma Science*. 2020. Vol. 48. No. 7. Pp. 2653–2660. DOI: 10.1109/TPS.2020.2988992

Development of a Micro Pulse Plasma Thruster Draft for Nanosatellites

Mikhailov Pavel Sergeevich

mgm01@mail.ru

Institute of Electrophysics of the Ural Division of the Russian Academy of Sciences

Maksimov Artem Dmitrievich

a.d.maksimov1415@gmail.com

Institute of Electrophysics of the Ural Division of the Russian Academy of Sciences

Muzyukin Ilya Lvovich

plasmon@mail.ru

Institute of Electrophysics of the Ural Division of the Russian Academy of Sciences

A draft of a micro pulse plasma thruster has been created and studied. The main idea was to create a thruster that could be used on nanosatellites such as Cubesat. The thruster consists of a high-voltage pulse generator and a discharge gap, the total weight is less than 100 g. The thrust-

er requires an input power of 3–5 W. Polyethylene was used as a propellant. The thrust is measured with a torsion pendulum. The ion velocity was measured.

Keywords: flashover, pulsed plasma thruster, vacuum discharge, CubeSat nanosatellite

References

- [1] O'Reilly D., Herdrich G., Kavanagh D.F. Electric propulsion methods for small satellites: A review. *Aerospace*, 2021, vol. 8, no. 22. DOI: 10.3390/aerospace8010022
- [2] Levchenko I., Bazaka K., Ding Y., Raitsev Y. Space micropropulsion systems for CubeSat and small satellites: From proximate targets to furthestmost frontiers. *Applied Physics Reviews*, 2018, vol. 5. DOI: 10.1063/1.5007734
- [3] CubeSat Design Specification Rev. 14. The CubeSat program. Cal Poly SLO, 2020. 34 p.
- [4] Muzyukin I.L., Mikhailov P.S. Parameters of the Ion Flow of the Pulsed Vacuum Flashover Discharge. *IEEE Transactions on Plasma Science*, 2020, vol. 48, No. 7, pp. 2653–2660. DOI: 10.1109/TPS.2020.2988992

УДК 621.486

Об эффективности передачи и преобразования энергии на линейных агрегатах Стирлинга для космических платформ

Мягков Леонид Львович
МГТУ им. Н.Э. Баумана

mll-08@mail.ru

Локтионов Юрий Викторович
МГТУ им. Н.Э. Баумана

loktionov@bmstu.ru

Гранич Владислав Юрьевич

ekaterina.smovzh@tsagi.ru

Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н. Е. Жуковского

Ширковский Иван Аркадьевич

ivan.shirkovskiy@tsagi.ru

Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н. Е. Жуковского

Рассмотрены вопросы технологии и конкурентные преимущества преобразования энергии с линейными агрегатами Стирлинга модульных распределенных систем электропитания для космических платформ. Выполнен анализ имеющегося задела, опыта, отечественного и мирового научно-технического уровня. Описаны подходы к решению проблемы передачи и преобразования энергии на борту космических аппаратов, перспективы для цикла Стирлинга по видам источников тепла, диапазонам мощности, температурным уровням, эффективности.

Ключевые слова: тепловая труба, линейный агрегат, цикл Стирлинга, двигатель Стирлинга, космическая платформа

Создание космических энергетических платформ большой мощности зависит от новой технологии газоохлаждаемых ядерных реакторов с циркуляцией теплоносителя через активную зону и теплообменники [1]. При создании космических платформ мегаваттного класса наличие независимых вспомогательных энергетических модулей может стать решающим фактором по срокам и безопасности отработки. МГТУ им. Н.Э. Баумана, ЦАГИ и КБ «Арсенал» выступают за развитие имеющегося научно-

технического задела по технологиям линейных электроагрегатов в целях устранения образовавшегося отставания по этому перспективному виду космических технологий. Цикл Брайтона по уровню готовности технологии считали высоким, а цикл Стирлинга ему уступает (по данным обзора отечественных разработок). Перспективы для цикла Стирлинга по видам источников тепла, диапазонам мощности, температурным уровням, эффективности преобразования шире. Последнее десятилетие технология на базе Стирлинга развивалась за рубежом, отечественных проектов по этой критической технологии не было.

Технология тепловых труб с двигателями Стирлинга обеспечивает им лучшие теплофизические параметры и компактность теплообмена, для термодинамики важна степень изотермичности при расширении и сжатии рабочего тела, возможности использования гибридных источников тепла и аккумулирование тепла. Модульные решения систем тепловых труб обеспечивают показатели живучести, тепловые защиты [2, 3].

Сейчас достигнуты рекордные показатели по эффективности генерации, ресурсу непрерывной работы без обслуживания (120 тыс. ч), сроку службы, безопасности и надежности, удельные показатели компактности оборудования и перспективы их улучшения [4].

Созданы ряды линейных агрегатов разного назначения (компрессоры, криостаблизаторы, источники энергии и др.) выпускаемые тысячами и миллионами штук, которые подтверждают особенности линейных машин: надежность, ресурс, эффективность, динамические характеристики (пуск и останов, смены нагрузок). В терморезонансных режимах линейный агрегат может самозапускаться при нагреве (появлении перепада температур).

Использование линейных агрегатов Стирлинга для термостабилизации датчиков и оборудования обеспечивает локально условия их эксплуатации при экономии бортовой энергии. Все модули линейных агрегатов Стирлинга независимы и взаимной балансировки не требуют. Возможности для создания высоконадежных мультимодульных комплексов, удельные характеристики которых слабо зависят от уровня агрегатной мощности в диапазоне от единиц до десятков киловольт и числа модулей.

Как однозначно решающее преимущество при выборе схемы решения пока рассматривается одномерная оптимизация энергетических установок по массе или габариту. Однако ряд характеристик агрегатов Стирлинга незаменимы для создания энергоблоков для космических платформ с уникальными показателями. Необходимо сравнение систем преобразования с учетом комплекса показателей, характерных для космических энергетических установок. Оценки эффективности использования агрегатов Стирлинга доказывают надежность и живучесть модульной системы на испытаниях с имитацией возможных отказов групп модулей. Снижение массы и габаритов холодильника и энергоблока космического аппарата (до 10...15 %) или прирост мощности энергоблока в тех же габаритах и массе космического аппарата или энергоблока (до 25...35 %) как результат применения агрегатов Стирлинга (оценочно).

Литература

- [1] Драгунов Ю.Г., Кобзев П.В., Кудинов В.В., Кухарь И.Н., Слепцов Л.А. Космическая ядерная энергетическая установка. Пат. № 2562237 Российская Федерация. Заявл. 24.06. 2014, опубл. 10.09. 2015.
- [2] Логинов Н.Н., Михеев А.С., Верещагина Т.Н. О разработке тепловых труб для ЯЭУ // Вопросы атомной науки и техники. Сер. Ядерно-реакторные константы. 2021. № 3. С. 158–166.

- [3] Gromov B.F., Loginov N.I., Loktionov Yu.V. et al. IPPE's Stirling engine activities and efforts // Proc. 7th International Conference on Stirling Cycle Machine. November 5–10, TU Waseda, Tokyo, 1995.
- [4] Локтионов Ю.В., Мягков Л.Л., Оболонный И.В., Филатов А.С., Ширковский И.А. Перспективы применения свободнопоршневых линейных электроагрегатов для преобразования энергии в аэрокосмических системах // Актуальные вопросы проектирования автоматических космических аппаратов для фундаментальных и прикладных научных исследований. Вып. 2. Химки: АО «НПО Лавочкина», 2017. С. 504–511.

On the Efficiency of Energy Transfer and Conversion on Linear Stirling Units for Space Platforms

Myagkov Leonid Lvovich mll-08@mail.ru
BMSTU

Loktionov Yury Viktorovich loktionov@bmstu.ru
BMSTU

Granich Vladislav Yrevich ekaterina.smovzh@tsagi.ru
Central Aerohydrodynamic Institute

Shirkovskiy Ivan Arkadievich ivan.shirkovskiy@tsagi.ru
Central Aerohydrodynamic Institute

The issues of technology and competitive advantages of energy conversion with linear Stirling units of modular distributed power supply systems for space platforms are considered. An analysis of the existing groundwork, experience, domestic and world scientific and technical level is given. Approaches to solving the problem of energy transmission and conversion on board spacecraft, prospects for the Stirling cycle by types of heat sources, power ranges, temperature levels, and efficiency are described.

Keywords: heat pipe, linear aggregate, Stirling cycle, Stirling engine, space platform

References

- [1] Dragunov Yu.G., Kobzev P.V., Kudinov V.V., Kukhar' I.N., Sleptsov L.A. Kosmicheskaya yadernaya energeticheskaya ustanovka [Space nuclear power plant]. Pat. RF 2562237. Zayavl. 24.06.2014, opubl. 10.09.2015. (In Russ.).
- [2] Loginov N.N., Mikheev A.S., Vereshchagina T.N. O razrabotke teplovykh trub dlya YaEU [On the development of heat pipes for nuclear power plants]. Voprosy atomnoi nauki i tekhniki. Ser. Yaderno-reaktornye konstanty [Issues of atomic Science and Technology. Ser. Nuclear reactor constants], 2021, no. 3, pp. 158–166. (In Russ.).
- [3] Gromov B.F., Loginov N.I., Loktionov Yu.V. et al. IPPE's Stirling engine activities and efforts. Proc. 7th International Conference on Stirling Cycle Machine, November 5–10, TU Waseda, Tokyo, 1995.
- [4] Loktionov Yu.V., Myagkov L.L., Obolonnyi I.V., Filat'ev A.S., Shirkovskii I.A. Perspektivy primeneniya svobodnoporshnevyykh lineinykh elektroagregatov dlya preobrazovaniya energii v aerokosmicheskikh sistemakh [Prospects for the use of free-piston linear electric units for energy conversion in aerospace systems]. Aktual'nye voprosy proektirovaniya avtomaticheskikh kosmicheskikh apparatov dlya fundamental'nykh i prikladnykh nauchnykh issledovaniy [Actual issues of designing automatic spacecraft for fundamental and applied scientific research. Iss. 2. Khimki, NPO Lavochkina JSC Publ., 2017, pp. 504–511. (In Russ.).

УДК 629.7

Прорывное движение без пропеллента: физические принципы создания тяги в двигателе на основе К-резонатора

Овчар Александр Владимирович

alex.ovchar.7@yandex.ru

ООО «ДИКОНТ»

Рассмотрены возможные физические принципы создания тяги в двигателях на основе СВЧ-резонаторов за счет передачи импульса из внутренней системы двигателя наружу на основании физических эффектов взаимодействия потоков электромагнитной энергии с физическим вакуумом. Ранее мы обсуждали идею космического двигателя на основе СВЧ-резонатора кольцевой формы (К-резонатор), выявили техническое противоречие в концепте двигателя на основе V-резонатора, показали, что для создания тяги двигателя с помощью СВЧ-резонатора требуется возбудить поток ЭМ импульсов в режиме бегущей волны. Также обсуждалась техническая подсистема «фрикцион», где создается тяга двигателя. Здесь мы обсуждаем возможные физические эффекты, что могут быть использованы в подсистеме «фрикцион» для создания тяги двигателя.

Ключевые слова: пропеллент, СВЧ-резонатор, вскипание вакуума

Ранее мы обсуждали идею космического двигателя на основе СВЧ-резонатора кольцевой формы (К-резонатор), выявили техническое противоречие в концепте двигателя на основе V-резонатора, показали, что для создания тяги двигателя с помощью СВЧ-резонатора требуется возбудить поток ЭМ импульсов в режиме бегущей волны [1]. Также обсуждалась техническая подсистема «фрикцион», где создается тяга двигателя.

В работе [2] обсуждается широкий круг вопросов современной физики, результаты лабораторного изучения состояния вещества при экстремально высоких давлениях и температурах. В том числе, обсуждается термин «вскипание вакуума» под воздействием лазерного излучения мощностью на уровне $10^{22}...10^{23}$ Вт/см⁻², когда в локальной зоне могут возникать микроскопические количества релятивистского вещества, генерация релятивистских ударных волн и потоков плазмы, солитонов, струй. Также в мировой научной литературе встречается термин boil the vacuum [3–5].

Ранее в работе [1], мы обсуждали вопросы идеального космического двигателя:

- двигатель создает тягу за счет прямого взаимодействия с ресурсами космического пространства, использует физический вакуум как ресурс системы;
- двигатель классифицируется как предельный случай идеального фотонного двигателя с рециркуляцией фотонов, что отличается глубокой степенью рекуперации энергии (до 10 порядков);
- в отличие от фотонной ракеты на реакции аннигиляции, идеальный двигатель использует СВЧ-микроволны как энергию в удобной, безопасной форме;
- идеальный космический двигатель должен быть «холодным»;
- К-резонатор изготавливается по хорошо известной технологии сверхпроводящих СВЧ-резонаторов;
- двигатель управляет физикой коэффициента сцепления потока ЭМ энергии с физическим вакуумом;
- двигатель использует быстрые алгоритмы трех импульсов для воздействия на физический вакуум с целью синтеза в рабочей зоне двигателя частиц пропеллента и

воздействия на частицы пропеллента с целью передачи импульса из внутренней системы космического корабля во внешнее пространство;

- вопросы физического взаимодействия с физическим вакуумом, технология управления коэффициентом сцепления рабочего потока энергии с физическим вакуумом и передачи импульса из системы двигателя в окружающее пространство — вынесены в отдельную подсистему с условным названием «фрикцион».

Здесь мы обсуждаем, что физические явления «вскипания вакуума» (boil the vacuum) могут быть полезны для космических полетов тем, что двигатель за счет внутреннего источника энергии может фактически изготовить порции пропеллента. КПД такого двигателя будет в два раза хуже идеальной фотонной ракеты использующей реакцию аннигиляции запаса антиматерии, но мы видим в этом выгодное преимущество.

Как отмечалось в [2–5], «вскипание вакуума» обсуждается в лабораторных экспериментах при экстремально высокой плотности энергии. В тоже время, идеальный космический двигатель должен быть «холодным». Мы находим в этом *очередное техническое противоречие* и предлагаем решение в виде идеи, что идеальный космический двигатель должен использовать *фотоны низких энергий для синтеза пропеллента в процессе «вскипания вакуума»*. Что если вакуум может «кипеть», то в «кипящем вакууме» можно найти полезные ресурсы для космических полетов? Идеальный космический двигатель должен использовать возможные естественные процессы «вскипание вакуума», например, при криогенных температурах. Что в природе, вакуум может «вскипать» естественным образом, например, на границе сред (вещество — вакуум) или внутри порции вещества, где с помощью технологии созданы подходящие условия. Что явления «вскипание вакуума» создаются достаточно просто, что при этом могут быть созданы полезные для космических полетов потоки пропеллента.

В результате, проводя более глубокое обобщение, мы находим концепт космического двигателя:

- он состоит из (минимально) двух СВЧ К-резонаторов бегущей волны;
- на поверхности резонаторов (на границе сред и/или в скин-слое) протекают явления «вскипания вакуума»;
- идеально, энергия бегущих ЭМ-волн в СВЧ-резонаторе используется для синтеза в «кипящем вакууме» частиц пропеллента и одновременно, для отброса частиц пропеллента как реактивную массу;
- удельная тяга (Н/кВт) такого двигателя может на 10 порядков превысить тягу фотонной ракеты (3,33 мкН/кВт) — до 3000 Н/кВт. Что зависит от добротности СВЧ резонатора и коэффициента сцепления протока ЭМ энергии с «кипящим вакуумом». Такой двигатель позволит совершить космический полет на Марс за 42 часа.

Для практических экспериментов мы можем предложить концепт стенда, где изучается «неизвестная величина» или «элемент X». Такой стенд не сможет показать точную (на микроскопическом уровне) физику сцепления бегущих волн с физическим вакуумом. Но если при этом создается практическая тяга двигателя, то можно будет наблюдать некие макроскопические силы (например, радиационного давления). Такие силы можно изучить с помощью, например, тензорных датчиков давления/натяжения. В самом первом приближении, следует изготовить СВЧ-резонаторы с неким регулярным (направленным) микрорельефом и/или с нанесением на поверхности резонаторов неких покрытий (пленок) из различных материалов. Подобная технология катализирует возможные естественные/искусственные процессы «вскипания вакуума» и синтез направленных потоков пропеллента.

В работе обсуждаются возможные физические принципы создания движения в космическом пространстве без использования возимых запасов пропеллента, выявлено техническое противоречие в задаче о «вскипании вакуума», обсуждается принципиальное техническое решение использования физических явлений «вскипании вакуума» в двигателе на основе СВЧ К-резонаторов, предложен концепт стенда.

Литература

- [1] Овчар А.В. Прорывное движение без пропеллента: Двигатель на основе К-резонатора // Матер. XXV Междунар.науч. конф. (Красноярск, 10–12 ноября 2021 г.): в 2 ч. / под общ. ред. Ю.Ю. Логина; Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2021. Т. 1. С. 115–116.
- [2] Фортв В.Е. Экстремальные состояния вещества на Земле и в космосе // Успехи физических наук. 2009. № 179. С. 653–687. DOI: 10.3367/UFNr.0179.200906h.0653
- [3] Frontiers in High Energy Density Physics: The X-Games of Contemporary Science. Washington, DC: National Acad. Press, 2003.
- [4] Ringwald A. Boiling the vacuum with an x-ray free electron laser // arXiv:hep-ph/0304139v1. 2003.
- [5] Hartin A., Ringwald A., Tapia N. Measuring the boiling point of the vacuum of quantum electrodynamics // Phys Rev. 2019. D 99. Art. ID 036008.

Breakthrough Motion without Propellant: Physical Principles of Creation of Thrust in the R-Cavity Engine

Ovchar Aleksandr Vladimirovich

alex.ovchar.7@yandex.ru

DISCOUNT LLC

The report considers possible physical principles of creating thrust in engines based on RF cavity by transferring an impulse from the internal system of the engine to the outside on the basis of the physical effects of the interaction of EM energy flows with a physical vacuum. In the paper [1] considers the idea of a space engine based on a ring-shaped RF cavity (R-cavity), reveals a technical contradiction in the concept of an engine based on a V-cavity, shows that to create engine thrust using a RF cavity, it is required to excite a stream of EM pulses in the traveling wave mode. Also in [1] considers the technical subsystem of the "friction", where the engine thrust is created. Here we discuss possible physical effects that can be used in the "friction" subsystem to create propulsion thrust.

Keywords: propellantless propulsion, RF cavity, boiling the vacuum, emdrive

References

- [1] Ovchar A.V. Proryvnoe dvizhenie bez propellenta: Dvizhitel' na osnove K-rezonatora [Breakthrough motion without propellant: Propulsion based on a K-resonator]. Mater. XXV Mezhdunar.nauch. konf. [Mater. XXV International Scientific Conference] (Krasnoyarsk, November 10–12, 2021): in 2 parts. Edited by Yu.Yu. Loginov; Sib. gos. aerospace. un-t. Krasnoyarsk, 2021, vol. 1, pp. 115–116. (In Russ.)
- [2] Fortov V.E. Ekstremal'nye sostoyaniya veshchestva na Zemle i v kosmose [Extreme states of matter on Earth and in space]. Uspekh fizicheskikh nauk [Successes of Physical Sciences], 2009, no. 179, pp. 653–687. DOI: 10.3367/UFNr.0179.200906h.0653 (In Russ.)
- [3] Frontiers in High Energy Density Physics: The X-Games of Contemporary Science. Washington, DC: National Acad. Press, 2003.
- [4] Ringwald A. Boiling the vacuum with an x-ray free electron laser. arXiv:hep-ph/0304139v1, 2003.
- [5] Hartin A., Ringwald A., Tapia N. Measuring the boiling point of the vacuum of quantum electrodynamics. Phys Rev, 2019, D 99, art. ID 036008.

УДК 629.78.064.52

Об оптимизации энергомассовых энергофизических характеристик высоковольтного диода систем преобразования тока для космических ядерных энергодвигательных установок

Онуфриев Валерий Валентинович
МГТУ им. Н.Э. Баумана

Onufryev@bmstu.ru

Онуфриева Евгения Валерьевна
МГТУ им. Н.Э. Баумана

evgeni.bmstu@yandex.ru

Вопросы оптимизации электроэнергетических и массоэнергетических характеристик высоковольтных плазменных термоэмиссионных диодов, используемых в системах преобразования тока космических ядерных энергодвигательных установок связаны с разработкой и созданием мощных систем преобразования тока, предназначенных для рабочих температур 600...1000 К, т. е. в области, где не могут быть использованы традиционные полупроводниковые элементы. Получены соотношения для оптимальных электрических характеристик высоковольтных плазменных термоэмиссионных диодов и его теплофизических параметров.

Ключевые слова: высоковольтный плазменный термоэмиссионный диод, система преобразования тока, космическая ядерная энергетическая двигательная установка, межэлектродный зазор, напряжение обратного пробоя, ионный слой, электрическая мощность

В данной работе проведены оценки оптимизации массовой и энергетической эффективности высоковольтного термоэмиссионного диода с рабочей температурой «холодного» электрода 600...1000 К, используемого в системах преобразования тока (СПТ) космических ядерных энергодвигательных установок (КЯЭДУ) для согласования электрических параметров ТРП и энергодвигательных установок (ЭРДУ).

Электроэнергетические характеристики высоковольтных плазменных термоэмиссионных диодов (ВПТД) характеризуются рабочим (либо обратным пробойным $U_{проб}$) напряжением U_p и плотностью разрядного тока (j_p) в проводящем состоянии, эти параметры определяют его удельную электрическую мощность ($N_{ВПТД} = j_p U_p$). Оптимум мощности соответствует минимальной удельной массе и оптимальным рабочей температуре электродов и давлению пара в межэлектродном зазоре (МЭЗ) ВПТД, функционирующего в составе СПТ КЯЭДУ. Задача исследования — определить оптимальные параметры ВПТД (T_A , T_K , p_{Cs}) и его электрическую мощность $N_{ВПТД}$.

Исследование обратных зажигания в цезиевых диодах [1] с применением спектральной диагностики показало, что этот процесс связан со ступенчатой ионизацией возбужденных атомов («Астоново свечение») в ионном слое. При этом температура возбужденных атомов в ионном слое у поверхности отрицательного электрода (анода – в режиме обратного тока) достигает некоторого критического значения, при которой происходит нарушение их энергетического баланса. В результате получена зависимость между критической температурой возбужденных атомов ионного слоя и напряжением зажигания обратного дугового разряда [2]

$$U_{проб} = \left((T_{ак}^* - T_{а0}) \frac{m_a \chi_{атом}^2}{ek \epsilon_0 n_a} \right)^{1/3}, \quad (1)$$

связанного с нагревом возбужденных атомов до температуры T_{ak}^* , где T_{a0} — температура атомов на границе ионный слой — столб плазмы, m_a , n_a — масса атома и их концентрация соответственно, e — заряд электрона, k — постоянная Больцмана, ε_0 — диэлектрическая постоянная, χ_{areac} — «реактивная» теплопроводность пара с учетом ионизации и диссоциации атомов [3, 4]:

$$\chi_{areac} = E \lambda_{ia} D_{am} \left(\frac{\partial n_e}{\partial T_a} \right)_{p = \text{const}}, \quad (2)$$

где D_{am} — коэффициент амбиполярной диффузии. $T_{a0} \approx T_A$, где T_A температура анода ВПТД.

Таким образом, определив критическую температуру пара в ионном слое (температуру анода), можно получить значение пробойного напряжения слоя при переходе из тлеющего разряда в самостоятельный дуговой разряд (напряжение обратного дугового пробоя ВПТД).

Так как напряжение обратного дугового пробоя является функцией давления пара в МЭЗ согласно (1), то для обеспечения оптимальной удельной электрической мощности ВПТД реализовать максимальное значение плотности термоэмиссионного тока с катода ВПТД в проводящем состоянии.

Для достижения указанной цели можно воспользоваться S -образными зависимостями Рейзора для определения точки максимальной плотности тока либо результатами обработки экспериментального материала по работам выхода в парах цезия и бария [5, 6]. Это реализуется оптимизацией температуры катода («перемещением» температуры катода T_K в точку максимальной плотности термоэмиссионного тока на кривой постоянного давления пара в МЭЗ — S -образной кривой). Таким образом, максимальная величина плотности тока катода в проводящем состоянии определяет оптимальное значение температуры катода ВПТД.

В результате предложенного подхода ВПТД с цезиевым наполнением МЭЗ оптимизируется по температуре катода и удельной электрической мощности (на единицу поверхности электрода). Параметром оптимизации являются давление пара в МЭЗ — p_{Cs} и температура анода ВПТД — T_A (задаются по условиям функционирования).

Недостатком ВПТД с цезиевым наполнением является невысокая плотность термоэмиссионного тока вследствие малых значений давления пара цезия в МЭЗ — $10^{-3} \dots 10^{-2}$ торр [1, 2], поэтому удельная электрическая мощность не превышает $1 \dots 3$ кВт/см².

Для увеличения $N_{ВПТД}$ целесообразно использовать бинарное наполнение МЭЗ ВПТД (цезий и барий), что позволяет разделить оптимизацию на две независимые части: давление цезия p_{Cs} и температура анода T_A определяют пробойное (а следовательно, рабочее) напряжение ВПТД, а давление бария p_{Ba} и температура катода T_K определяют плотность тока в проводящем состоянии. Отметим, что плотность термоэмиссионного тока в парах бария на один-два порядка превышает аналогичную в парах цезия [5, 6]. В этом случае при неизменных значениях p_{Cs} и T_A можно увеличить электрическую мощность ВПТД до $25 \dots 30$ кВт/см².

Экспериментальные исследования цезиевых ВПТД выявили особенность, заключающуюся в том, что температура анода не должна превышать $700 \dots 720$ К [1, 2], иначе резко снижается пробойное напряжение ВПТД (менее $500 \dots 300$ В). В этой связи для увеличения рабочей температуры анода (и собственно ВПТД) целесообразно перейти на бариевое наполнение МЭЗ [7]. Температура анода может составлять $900 \dots 1000$ К при давлении бария $10^{-4} \dots 10^{-3}$ торр. Экспериментальные исследования

[7] показали, что удельная электрическая мощность ВПТД с бариевым наполнением может достигать 30-50 кВт/см² при рабочей температуре анода до 940 К (напряжение обратного дугового пробоя 2200...2500 В).

Оптимизация температуры катода производится, как и в случае ВПТД с цезиевым наполнением.

Литература

- [1] 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.
- [2] Онуфриева Е.В., Гришин Ю.М., Сидняев Н.И., Синявский В.В., Ивашкин А.Б., Онуфриев В.В. О расчете напряжения зажигания обратного дугового разряда в высоковольтном плазменном термоэмиссионном диоде // Известия РАН. Сер. Энергетика. 2018. № 4. С. 108–115.
- [3] Гиршфельдер Дж., Кертис Ч., Берд Д. Молекулярная теория газов и жидкостей. М.: Иностранная литература, 1961. 915 с.
- [4] Davies R.H., Mason E.A., Munn R.J. High-Temperature Transport Properties of Alkali Metal Vapors // The Physics of Fluids. 1965. Vol. 5, no. 3. Pp. 444–452.
- [5] Ярыгин В.И., Ружников В.А., Синявский В.В. Космические и наземные ядерные энергетические установки прямого преобразования энергии. М.: НИЯУ МИФИ, 2016. 364 с.
- [6] Ушаков Б.А., Никитин В.Д., Емельянов И.Я. Основы термоэмиссионного преобразования энергии. М.: Атомиздат, 1974. 288 с.
- [7] Онуфриев В.В., Лошкарев А.И. Зажигание обратного дугового разряда в бариевом термоэмиссионном диоде // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Естественные науки. 2005. № 1. С. 72.

On Optimization of Energy-Mass and Energy-Physical Characteristics of a High-Voltage Diode of Current Conversion Systems for Space Nuclear Power Propulsion Systems

Onufriev Valery Valentinovich
BMSTU

Onufryev@bmstu.ru

Onufrieva Evgeniya Valerievna
BMSTU

onufrieva.ev@bmstu.ru

The issues of optimization of electric power and mass-energy characteristics of high-voltage plasma thermionic diodes used in current conversion systems of space nuclear power propulsion systems are associated with the development and creation of powerful current conversion systems at operating temperatures of 600...1000 K, i.e. in areas where traditional semiconductor elements cannot be used. The relations for the optimal electrical characteristics of the high-voltage plasma thermionic diodes and its thermophysical parameters are obtained.

Keywords: high-voltage plasma thermionic diode, current conversion system, space nuclear power propulsion system, ion laer, electrical power, interelectrode gap, reverse breakdown voltage

References

- [1] 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.
- [2] Onufrieva E.V., Grishin Yu.M., Sidnyaev N.I., Sinyavskii V.V., Ivashkin A.B., Onufriev V.V. O raschete napryazheniya zazhiganiya obratnogo dugovogo razryada v vysokovol'tnom plazmennom termo-

- emissionnom diode [On the calculation of the ignition voltage of a reverse arc discharge in a high-voltage plasma thermionic diode]. Izvestiya RAN. Ser. Energetika [Izvesiyiya of the Russian Academy of Sciences. Energy], 2018, vol. 4, pp. 108–115. (In Russ.).
- [3] Girshfel'der Dzh., Kertis Ch., Berd D. Molekulyarnaya teoriya gazov i zhidkosti [Molecular theory of gases and liquids]. Moscow, ILL Publ., 1961, 915 p.
- [4] Davies R.H., Mason E.A., Munn R.J. High-Temperature Transport Properties of Alkali Metal Vapors. The Physics of Fluids, 1965, vol. 5, no. 3, pp. 444–452.
- [5] Yarygin V.I., Ruzhnikov V.A., Sinyavskii V.V. Kosmicheskie i nazemnye yadernye energeticheskie ustanovki pryamogo preobrazovaniya energii [Space and ground-based nuclear power plants of direct energy conversion]. Moscow, NRU MEPhI Publ., 2016, 364 p. (In Russ.).
- [6] Ushakov B.A., Nikitin V.D., Emel'yanov I.Ya. Osnovy termoemissionnogo preobrazovaniya energii [Fundamentals of thermionic energy conversion. Moscow, Atomizdat, 1974, 288 p. (In Russ.).
- [7] Onufriev V.V., Loshkarev A.I. Zazhiganie obratnogo dugovogo razryada v barievom termoemissionnom diode [Ignition of a reverse arc discharge in a barium thermionic diode]. Vestnik MGTU im. N.E. Baumana. Ser. Estestvennyye nauki [Bulletin of the BMSTU. Natural Sciences series], 2005, vol. 1, p. 72 (In Russ.).

УДК 519.242

Выбор транспортно-энергетического модуля с учетом параметров термоэмиссионной ядерно-энергетической установки и электроракетных двигателей для космического аппарата

Онуфриев Валерий Валентинович

Onufryev@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Онуфриева Евгения Валерьевна

evgeni.bmstu@yandex.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Суркова Анастасия Дмитриевна

A.d.surkova@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Уровни электрической мощности транспортного и энергетического режимов ядерно-энергетической установки транспортно-энергетического модуля обычно различаются в 2–3 раза, поэтому уменьшение мощности транспортного режима может привести к снижению массы и стоимости ядерной энергетической установки, при этом возрастет масса полезной нагрузки космического аппарата. В работе исследовано влияние типа и характеристик электроракетных двигателей на требуемую мощность транспортного режима, также возможность за счет их целесообразного выбора понизить максимальный уровень мощности двухрежимной ядерно-энергетической установки транспортно-энергетического модуля.

Ключевые слова: транспортно-энергетический модуль, электроракетный двигатель с дополнительным подводом тепла, ядерная энергетическая установка, термоэмиссионный реактор-преобразователь, электроракетный двигатель, стационарный плазменный двигатель

Рассмотрена укрупненная массовая модель транспортно-энергетического модуля (ТЭМ) космического аппарата (КА), транспортирующего полезную нагрузку. В состав ТЭМ входит ядерная энергетическая установка (ЯЭУ) на основе термоэмиссионного реактора-преобразователя (ТРП), система преобразования тока (СПТ), кон-

струкция, бортовая кабельная сеть (БКС) и термоэмиссионная ядерно-энергетическая установка (ЭРДУ), которая включает блок ЭРД и систему хранения и подачи рабочего тела (СХПРТ), заправленную рабочим телом.

В этом случае массовое уравнение ТЭМ КА запишется в виде

$$M_{\text{ТЭМ}} = M_{\text{яэу}} + M_{\text{СПТ}} + M_{\text{ЭРД}} + M_{\text{БКС}} + M_{\text{СХПРТ}} + M_{\text{рт}} + M_{\text{кон}}. \quad (1)$$

С использованием привязки элементов ТЭМ к их электрической мощности с учетом [1–3] получено выражение для массы ТЭМ. Рассмотрены ТЭМ с ЭРДУ на основе СПД [4] и ТЭМ с ЭРДУ на основе ЭДПТ — электроракетного двигателя с дополнительным подводом тепла [5]. Сравнение вариантов ТЭМ по массе проведено при следующих условиях:

- одинаковая сила тяги ЭРД P_T ;
- одинаковые характеристики агрегатов ТЭМ в обоих вариантах — удельная масса БКС ($\gamma_{\text{БКС}}$) СПТ ($\gamma_{\text{СПТ}}$);
- одинаковые массовые доли конструкции КА для его ТЭМ ($\alpha_{\text{кон}}$, $\alpha_{\text{кон}1}$);
- одинаковые КПД агрегатов ТЭМ (СПТ и БКС) $\eta_{\text{СПТ}}$, $\eta_{\text{БКС}}$;
- одинаковое время работы ЭРДУ (перелета) t_p .

Сравнение вариантов проведено по параметрам: электрической мощности ТРП $N_{\text{яэу}}$ и скорости истечения рабочего тела из ЭРД $I_{\text{уд}}$. Первый параметр влияет на массу ТРП и СПТ, а второй на массу запасенного рабочего тела. Величина скорости истечения из ЭРДУ и требуемая электрическая мощность рассчитывались для каждого из вариантов.

Для варианта ТЭМ с СПД получено следующее выражение:

$$M_{\text{ТЭМ}} = \left[\frac{(1 + \alpha_{\text{кон}}) \left(\frac{51,43}{0,00001 N_{\text{яэу}} + 0,35} + 4,85 \right)}{1000} + \gamma_{\text{СПТ}} \eta_{\text{БКС}} + \gamma_{\text{ЭРД}} \eta_{\text{БКС}}^2 \eta_{\text{СПТ}} + \gamma_{\text{БКС}} \right] \times \\ \times \frac{P_T I_{\text{уд}}}{\eta_{\text{ЭРД}} \eta_{\text{БКС}}^2 \eta_{\text{СПТ}}} + (1 + \varphi_{\text{СХПРТ.Хе}} + \alpha_{\text{кон}1}) \frac{P_T}{I_{\text{уд}}} t_p, \quad (2)$$

где массовая доля СХПРТ (рабочее тело ксенон) $\varphi_{\text{СХПРТ.Хе}} = 0,3$ [4] от массы рабочего тела $M_{\text{рт}}$.

Оптимальное значение скорости истечения из ЭРД электростатического типа в зависимости от мощности, как показали данные [4], составляет 15...40 км/с. Для расчетов задана величина КПД ЭРД электростатического типа порядка $\eta_{\text{ЭРД}} = 0,55$ [4], что соответствует реальным конструкциям СПД, использующихся в составе КА.

Расчет (2) показал, масса ТЭМ меняется в пределах 4300...5500 кг, а электрическая мощность от 40 до 80 кВт, то есть транспортировка может быть осуществлена ТЭМ с ТРП второго поколения на быстрых нейтронах и раскладываемым холодильником-излучателем.

На основе расчетов получено, что массовая доля ЯЭУ в составе ТЭМ достигает 58–73 %. Масса запаса рабочего тела в СХПРТ для режима тяги в 1 Н составляет от 550 до 1050 кг. Отметим, что СХПРТ на ксеноне работает при давлениях 10-15 МПа, что требует применения баков из композитных материалов, усиленных титановыми сплавами. При этом плотность ксенона в заправленной СХПРТ составляет 10^3 кг/м³, то есть объем СХПРТ будет от 0,5 до 1 м³, что создаст дополнительные сложности

при ее проектировании и создании. Ксенон, который используется в СПД, имеет значительную стоимость по сравнению с рабочими телами, используемыми ЭРД с тепловым ускорением потока.

В ЭДПТ мощность на создание тяги будет меньше в силу специфики рабочего процесса (нагрев и тепловое ускорение потока), однако и величина скорости истечения также будет меньше. В данном варианте запас рабочего тела (аммиака) будет больше, однако оно может храниться в СХПРТ в сжиженном виде, что снижает ее массу за счет использования тонкостенных баков. Для ЭДПТ при расчете скорости истечения и тяги использовалось соотношение [5]:

$$I_{уд.ЭДПТ} = \sqrt{\left[\frac{2k}{k-1} \frac{RT_1}{\mu_{рт}} + \frac{N_{ЯЭУ} \eta_{СПТ} \eta_{ЭДПТ}}{m} \right] \left(1 - \pi^{-\frac{k-1}{k}} \right)}, \quad (3)$$

где k — показатель адиабаты, R — универсальная газовая постоянная, T_1 — температура рабочего тела в камере ЭДПТ, $\mu_{рт}$ — молярная масса рабочего тела (в качестве рабочего тела используем аммиак), π — степень расширения в сопле ЭДПТ (для расчетов принято значение степени расширения сопла $\pi = 500$), m — расход рабочего тела, КПД ЭДПТ $\eta_{ЭДПТ}$ принимал значения 0,6; 0,7; 0,8.

Масса ТЭМ в варианте с ТРП и ЭДПТ записана как

$$M_{ТЭМ} = N_{ЯЭУ} \left[(1 + \alpha_{кон}) \left(\frac{51,43}{0,00001N_{ЯЭУ} + 0,35} + 4,85 \right) / 1000 + \gamma_{СПТ} \eta_{БКС} + \right. \\ \left. + \gamma_{эрд} \eta_{БКС}^2 \eta_{СПТ} + \gamma_{БКС} \right] + (1 + \varphi_{СХПРТ.ННЗ} + \alpha_{кон1}) mt_p. \quad (4)$$

Доля $\varphi_{СХПРТ.ННЗ} = 0,1$.

Расчеты по (4) с учетом (3) дали следующие результаты.

Мощность электрическая ТЭМ, позволяющая совершить транспортную операцию, составляет 10...40 кВт. Масса ТЭМ 4000...4900 кг, что делает такой вариант привлекательным с точки зрения использования РН «Союз-2» как средства выведения на опорную орбиту. Масса энергоустановки составляет от 27 до 63 % от массы ТЭМ. Следует отметить, что варианты ТРП с мощностью до 15...20 кВт могут использовать технологии ЯЭУ первого поколения «Топаз» с более совершенным рабочим процессом (требуемый КПД ЯЭУ 10...12 %). При этом ТЭМ может быть исполнен с жестким холодильником-излучателем и иметь размеры аналогичные ЯЭУ «Топаз».

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] Грязнов Г.М. Космическая атомная энергетика и новые технологии (записки директора). М.: ФГУП «ЦНИИатоминформ», 2007. 136 с.
- [3] Косенко А.Б., Синявский В.В. Техничко-экономическая эффективность использования многозарядного межорбитального буксира на основе ядерной электроракетной двигательной установки для обеспечения больших грузопотоков при освоении Луны // Космическая техника и технологии. 2013. № 2. С. 72–84.
- [4] Горшков О.А., Муравлев В.А., Шагайда А.А. Холловские и ионные плазменные двигатели для космических аппаратов / под ред. А.С. Коротеева. М.: Машиностроение, 2008. 280 с.

- [5] Онуфриев В.В., Сидняев Н.И., Говор С.А., Сinyaевский В.В., Геча В.Я., Макриденко Л.А., Ягодников Д.А. Об энергетической эффективности электротермического двигателя с дополнительным подводом тепла для малого космического аппарата // Известия РАН. Сер. Энергетика. 2018. № 5. С. 92–100.

Selection of a Transport and Energy Module Taking into Account the Parameters of a Thermionic Nuclear Power Plant and Electric Rocket Engines for a Spacecraft

Onufriev Valery Valentinovich
BMSTU

Onufryev@bmstu.ru

Onufrieva Evgeniya Valerievna
BMSTU

onufrieva.ev@bmstu.ru

Surkova Anastasiia Dmitrievna
BMSTU

A.d.surkova@mail.ru

The level of electrical power of the transport and energy modes of the TEM nuclear power plant usually differ by 2-3 times, therefore, a decrease in the power of the transport mode can lead to a decrease in the mass and cost of the nuclear power plant, while the mass of the spacecraft (SC) payload will increase. In this paper, studies have been carried out on the influence of the type and characteristics of electric rocket thruster (ERT) on the required power of the transport mode and the possibility, due to their reasonable choice, to lower the maximum power level of a dual-mode TEM nuclear power plant.

Keywords: *transport and energy module, electric rocket thruster with additional heat supply, nuclear power plant, thermal emission reactor converter, electric rocket thruster, stationary plasma thruster*

References

- [1] Andreev P.V., Zhabotinskii E.E., Nikonov A.M. Perspektivy ispol'zovaniya termoemissionnykh YaEU dlya mezhorbital'nykh pereletov kosmicheskikh apparatov v okolozemnom prostranstve [Prospects of using thermionic nuclear power plants for interorbital flights of spacecraft in near-Earth space]. Atomnaya energiya [Atomic Energy], 1992, vol. 73, no. 5, pp. 346–350. (In Russ.).
- [2] Gryaznov G.M. Kosmicheskaya atomnaya energetika i novye tekhnologii (zapiski direktora) [Kosmicheskaya atomnaya energetika i novye tekhnologii (zapiski direktora)]. Moscow, FGUP "TsNIlatominform" Publ., 2007, 136 p. (In Russ.).
- [3] Kosenko A.B., Sinyavskii V.V. Tekhniko-ekonomicheskaya effektivnost' ispol'zovaniya mnogorazovogo mezhorbital'nogo buksira na osnove yadernoi elektroraketnoi dvigatel'noi ustanovki dlya obespecheniya bol'shikh gruzopotokov pri osvoenii Luny [Technical and economic efficiency of using a reusable interorbital tugboat based on a nuclear electric rocket propulsion system to ensure large cargo flows during the exploration of the Moon]. Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii [Space Technology and Technologies], 2013, vol. 2, pp. 72–84. (In Russ.).
- [4] Gorshkov O.A., Muravlev V.A., Shagaida A.A. Khollovskie i ionnye plazmennye dvigateli dlya kosmicheskikh apparatov [Hollow and ion plasma engines for spacecraft]. Edited by A.S. Koroteev. Moscow, Mashinostroenie, 2008, 280 p. (In Russ.).
- [5] Onufriev V.V., Sidnyaev N.I., Govor S.A., Sinyaevskii V.V., Gecha V.Ya., Makriidenko L.A., Yagodnikov D.A. Ob energeticheskoi effektivnosti elektrotermicheskogo dvigatelya s dopolnitel'nym podvodom tepla dlya malogo kosmicheskogo apparata [On the energy efficiency of an electrothermal engine with additional heat supply for a small spacecraft]. Izvestiya RAN. Ser. Energetika [Izvestiya of the Russian Academy of Sciences. Energy], 2018, vol. 5, pp. 92–100. (In Russ.).

УДК 629.78.064.52

К вопросу о совместной работе высоковольтного термоэмиссионного диода, бортового источника тока и нагрузки

Онуфриев Валерий Валентинович

Onufryev@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Онуфриева Евгения Валерьевна

evgeni.bmstu@yandex.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Ивашкин Анатолий Борисович

ivashkin@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Рассмотрены резонансные свойства цепи источник тока (термоэмиссионный реактор — преобразователь — эквивалентный вентиль (электрический имитатор системы преобразования тока) — нагрузка. Исследованы: качество тока при различных формах питающего напряжения, фазочастотные характеристики, резонансные свойства. Представлены результаты исследования в программном комплексе MATLAB Simulink. Показано влияние электротехнических параметров системы преобразования тока на работу электрической цепи. Сделаны выводы об устойчивости и кризисных режимах работы цепи.

Ключевые слова: термоэмиссионный реактор-преобразователь, сеточный ключевой элемент, высоковольтный плазменный термоэмиссионный диод, резонанс, фазочастотные характеристики, емкость, индуктивность, устойчивость

В системах преобразования тока космических энергодвигательных установок с термоэмиссионным реактором-преобразователем (ТРП) в качестве перспективных рассматриваются термоэмиссионные вентили плазменной электроэнергетики (сеточные ключевые элементы (СКЭ) и высоковольтные плазменные термоэмиссионные диоды (ВПТД)), работающие на цезиевом, бариевом наполнении или их смеси [1–4]. Поэтому актуальным является изучение параметров устойчивой работы СКЭ и ВПТД в цепи с нагрузкой различной мощности и регулируемыми параметрами.

Эквивалентная электрическая цепь для источника с очень малой индуктивностью (пренебрегаем $L_{ист}$) в нелинейном приближении может быть описана с помощью уравнения типа Дуффинга [5]:

$$\frac{d^2 i}{dt^2} + \frac{L_H + (C_{ист} + 1)L + C R_B R_{ист}}{L_H C R_B} \frac{di}{dt} + \frac{(C_{ист} + 1)R_B + R_H}{L_H C R_B} (ai + bi^3) = g(t), \quad (*)$$

где $g(t)$ — функция, принимающая значение единицы при исследовании амплитудно-частотных и фазочастотных характеристик или $E_{ист}(t)$ — закон изменения напряжения источника во времени; i — ток в цепи; $R_{ист}$ — внутреннее сопротивление источника; $C_{ист}$ — емкость источника; $L_{ист}$ — индуктивность источника; R_B — сопротивление вентиля; C — емкость вентиля; L — индуктивность вентиля; R_H — сопротивление нагрузки; L_H — индуктивность нагрузки. Наличие третьей степени тока в уравнении и отражает нелинейность цепи.

Решение получено в программном комплексе MATLAB Simulink [3] с применением операционного метода: это точное решение задачи, которое отражает работу смоделированной электрической цепи. Реализована блок-схема уравнения, которая позволяла получать решение в виде сигнала тока, либо отклика на воздействие. Дан-

ный подход позволяет проводить параметрическое исследование задачи за счет варьирования величин емкости, индуктивности, сопротивления, входящих в уравнение (*), в результате которого можно определить кризисные и оптимальные режимы работы исследуемой электрической цепи, а также рекомендуемый диапазон электрических параметров источника, вентиля и нагрузки.

Результаты решения уравнения относительно АЧХ и ФЧХ цепи (получены в программе «MATLAB-Simulink») при следующих исходных параметрах: $L_n = 10^{-5}$ Гн, $C_{ист} = 10^{-4}$ Ф, $E_{ист} = 150$ В (a, b подобраны эмпирически), $R_B = 10^{-2}$ Ом, остальные переменные являлись параметрами исследования. В ходе исследования в широких пределах варьировались следующие параметры вентиля: индуктивность и емкость, а также учитывалось влияние активного сопротивления нагрузки R_n .

Проведенные исследования качества работы нелинейной электрической цепи с источником тока и плазменным вентилем показали, что в ней реализуются неустойчивые состояния в низкочастотном ($10^3 \dots 10^4$ Гц) и в высокочастотном ($10^6 \dots 10^8$ Гц) диапазонах в зависимости от величины нагрузки. Получен новый результат, свидетельствующий о возможности появления резонанса в области частот переключения СКЭ ($10^3 \dots 10^4$ Гц), который может привести к нарушению работы электрической цепи энергодвигательной установки.

Работа цепи при открытом состоянии вентиля, близкого к режиму короткого замыкания ($R_l < 1$ Ом), при емкости вентиля порядка долей единицы микрофарад сопровождается высокочастотными колебаниями тока с амплитудой порядка величины рабочего тока в течение 30...40 мкс, затем амплитуда этих колебаний падает на порядок. Колебания тока продолжаются в течение всего времени импульса напряжения.

Проведенные исследования работы электрической цепи «источник — плазменный вентиль — нагрузка» показали, что в запертом состоянии вентиля возможны неустойчивые состояния с резкими колебаниями амплитуды тока (до 250 А) как в низкочастотном диапазоне ($10^4 \dots 10^5$ Гц), так и в высокочастотном диапазоне ($10^6 \dots 10^7$ Гц). Для режима холостого хода при резонансе амплитуда колебаний тока достигает 45...250 А, что показывает возможность обратных пробоев межэлектродного зазора СКЭ, ВПТД и потере их управляемости и по коллекторной электрической изоляции.

Литература

- [1] 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.
- [2] Онуфриева Е.В., Гришин Ю.М., Сидняев Н.И., Синявский В.В., Ивашкин А.Б., Онуфриев В.В. О расчете напряжения зажигания обратного дугового разряда в высоковольтном плазменном термоэмиссионном диоде // Известия РАН. Сер. Энергетика. 2018. № 4. С. 108–115.
- [3] Онуфриев В.В., Лошкарев А.И. Зажигание обратного дугового разряда в бариевом термоэмиссионном диоде // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Естественные науки. 2005. № 1. С. 72.
- [4] Онуфриева Е.В., Алиев И.Н., Онуфриев В.В., Синявский В.В. Энергетические характеристики высокотемпературных плазменных вентилях систем преобразования тока космических энергодвигательных установок // Известия РАН. Сер. Энергетика. 2016. № 3. С. 127–140.
- [5] Ueda Y. Random phenomena resulting from non-linearity in the system described by Duffing's equation // International Journal of Non-Linear Mechanics. 1985. Vol. 20. Pp. 481–491.

To the Question of Working Together High-Voltage Thermionic Diode, On-Board Current Source and Load

Onufriev Valery Valentinovich
BMSTU

Onufryev@bmstu.ru

Ivashkin Anatoliy Borisovich
BMSTU

ivashkin@bmstu.ru

Onufrieva Evgeniya Valerievna
BMSTU

onufrieva.ev@bmstu.ru

The resonant properties of the current source circuit (thermoemission reactor-converter — equivalent valve (electric simulator of the current conversion system) — load is considered in the work. The following are investigated: current quality at various forms of supply voltage, phase frequency characteristics, resonant properties. The results of the research in the software package MATLAB Simulink are presented. The influence of the electrical parameters of the current conversion system on the operation of the electrical circuit is shown. Conclusions are drawn about the stability and crisis modes of the chain.

Keywords: thermal emission reactor-converter, grid key element, high-voltage plasma thermal emission diode, resonance, phase frequency characteristics, capacitance, inductance, stability

References

- [1] 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.
- [2] Onufrieva E.V., Grishin Yu.M., Sidnyaev N.I., Sinyavskii V.V., Ivashkin A.B., Onufriev V.V. O raschete napryazheniya zazhiganiya obratnogo dugovogo razryada v vysokovol'tnom plazmennom termoemissionnom diode [On the calculation of the ignition voltage of a reverse arc discharge in a high-voltage plasma thermionic diode]. *Izvestiya RAN. Ser. Energetika [Izvesiya of the Russian Academy of Sciences. Energy]*, 2018, no. 4, pp. 108–115. [In Russ.].
- [3] Onufriev V.V., Loshkarev A.I. Zazhiganie obratnogo dugovogo razryada v barievom termoemissionnom diode [Ignition of a reverse arc discharge in a barium thermionic diode]. *Vestnik MGTU im. N.E. Baumana. Ser. Estestvennye nauki [Bulletin of the Bauman Moscow State Technical University. Natural Sciences series]*, 2005, no. 1, p. 7 2. [In Russ.].
- [4] Onufrieva E.V., Aliev I.N., Onufriev V.V., Sinyavskii V.V. Energeticheskie kharakteristiki vysokotemperaturnykh plazmennykh ventilei sistem preobrazovaniya toka kosmicheskikh energodvigatel'nykh ustanovok [Energy characteristics of high-temperature plasma valves of current conversion systems of space power propulsion systems]. *Izvestiya RAN. Ser. Energetika [Proceedings of the Russian Academy of Sciences. Energy]*, 2016, no. 3, pp. 127–140. [In Russ.].
- [5] Ueda Y. Random phenomena resulting from non-linearity in the system described by Duffing's equation. *International Journal of Non-Linear Mechanics*, 1985, vol. 20, pp. 481–491.

УДК 537.533.2

Исследование двухступенчатого холодного полого магнетронного катода

Подгуйко Николай Андреевич

podguyko.nikolay@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Марахтанов Михаил Константинович

mkm@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Хохлов Юрий Александрович

y_khokhlov@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Разработан экспериментальный образец двухступенчатого холодного полого магнетронного катода. Описаны схема устройства и условия эксперимента. Проведено исследование влияния магнитного поля второй ступни на рабочие характеристики катода. Полученные экспериментальные результаты подтвердили возможность значительного снижения цены электрона в ХПМК при использовании двухступенчатой схемы. В представленных экспериментах при вытянутом электронном токе более 1 А удалось снизить цену электрона на 39 % с 400 до 250 эВ.

Ключевые слова: холодный полый магнетронный катод, катод-компенсатор, электроракетный двигатель, воздух, йод

В настоящее время ведутся исследования в области альтернативных рабочих веществ ЭРД [1]. Актуальность таких исследований подтверждается значительным ростом применения ЭРД в качестве двигателей искусственных спутников Земли [2]. Проблема классического топлива ЭРД ксенона состоит в основном в его дороговизне и ограниченной добычи [3, 4].

Перспективными топливами для ЭРД считаются такие вещества как воздух и йод [3–6]. Исследования в области применения воздуха в качестве топлива интересны для создания низкоорбитальных спутников с ЭРД на заборном воздухе. Такие двигатели должны увеличить время активного существования подобных спутников на орбите. В свою очередь применение йодных ЭРД интересно для геостационарных, геосинхронных и высокоорбитальных спутников, а также для полетов в дальний космос. Йод как топливо обладает существенными преимуществами перед ксеноном, заключающимися в низкой стоимости и большой добычи.

Одной из основных проблем в использовании йода и воздуха в качестве рабочего вещества ЭРД является чувствительность катода-компенсатора к химически активным веществам. Для решения этой проблемы необходимо использовать в качестве катода-компенсатора источник электронов, достаточно стойкий к химически активным веществам. Одним из вариантов может быть холодный полый магнетронный катод (ХПМК). Здесь возникает другая проблема — низкая энергетическая эффективность такого катода по сравнению с термонакальными.

В данной работе представлен один из возможных путей повышения энергетической эффективности ХПМК по средствам применения дополнительной ступени ионизации.

Исследования выполняли на экспериментальной вакуумной установке описанной в работе [7]. Была исследована двухступенчатая конструкция катода-компенсатора

магнетронного типа. В двухступенчатой схеме катода электронный пучок вытягивался электродом через полость второй ступени. Было обнаружено, что эффективность такой схемы зависит от величины и топологии магнитного поля, а также давления внутри полости.

С целью изучения возможности снижения энергетической цены электрона в ХПМК было проведено экспериментальное исследование режимов работы двухступенчатой модели ХПМК. Предполагалось, что в полости второй ступени можно будет реализовать низковольтный несамостоятельный газовый разряд, обеспечивающий размножение электронов, поступающих из первой ступени.

Эксперименты проводили при следующих условиях: индукция магнитного поля в первой ступени 0,07 Тл; расход аргона от 0,09 до 0,4 мг/с; средняя индукция магнитного поля от 0,01 до 0,025 Тл; напряжение на источнике питания второй ступени от 40 до 110 В; диаметр отверстия в аноде первой ступени 3,5 мм; диаметр выходных отверстий второй ступени от 1 до 2 мм.

Экспериментальное исследование двухступенчатой конструкции подтвердило возможность снижения цены электрона в ХПМК. Путем экспериментального подбора расхода аргона и величины магнитного поля во второй ступени удалось снизить цену электрона в 1,6 раза. Минимальная цена электрона при токе в 1 А составляла 250 эВ против 400 эВ в одноступенчатом исполнении.

Литература

- [1] Shagayda A.A. On scaling of Hall effect thrusters // IEEE Transactions on Plasma Science. 2015. Vol. 43, no. 1. Pp. 12–28.
- [2] Lev D. et al. The technological and commercial expansion of electric propulsion // Acta Astronautica. 2019. Vol. 159. Pp. 213–227.
- [3] Островский В.Г., Смоленцев А.А., Щербина П.А. Йод как альтернативное рабочее тело электроракетных двигателей // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета. 2014. № 5–4 (47). С. 131–135.
- [4] Szabo J. et al. Iodine plasma propulsion test results at 1–10 kW // IEEE Transactions on Plasma Science. 2014. Vol. 43, no. 1. Pp. 141–148.
- [5] Tisaev M. et al. Feasibility analysis for air-breathing electric propulsion spacecraft // 1st International Symposium on Very Low Earth Orbit Missions and Technologies. 2021.
- [6] Духопельников Д.В., Рязанов В.А., Шилов С.О. Сравнение характеристик модели двигателя с анодным слоем при работе на ксеноне, аргоне и азоте // Известия вузов. Сер. Машиностроение. 2018. № 7 (700). С. 69–76.
- [7] Подгуйко Н.А., Марахтанов М.К., Хохлов Ю.А. Перспективы применения магнетронного разряда в качестве эмиттера электронов в катоде-компенсаторе для электроракетных двигателей // Вестник Московского авиационного института. 2019. Т. 26, № 3. С. 167–177.

Investigation of the Two-Stage Cold Hollow Magnetron Cathode

Podguyko Nikolay Andreevich
BMSTU

podguyko.nikolay@mail.ru

Marahtanov Michael Konstanovich
BMSTU

mkm@bmstu.ru

Khokhlov Yuri Alexandrovich
BMSTU

y_khokhlov@mail.ru

An experimental prototype of the two-stage cold hollow magnetron cathode (CHMC) has been developed. The scheme of the device and the conditions of the experiment are described. The study of the influence of the magnetic field of the second stage on the working characteristics of the cathode has been carried out. The experimental results obtained have confirmed the possibility of a significant decrease in the energy cost of an electron in a CHMC when using a two-stage scheme. In the presented experiments, with an extracted electron beam with current more than 1A, it was possible to reduce the energy cost of an electron by 39 % from 400 to 250 eV.

Keywords: *electric propulsion, electric thruster, cathode-neutralizer, air, two-stage cold hollow magnetron cathode, Iodine*

References

- [1] Shagayda A.A. On scaling of Hall effect thrusters. IEEE Transactions on Plasma Science, 2015, vol. 43, no. 1, pp. 12–28.
- [2] Lev D. et al. The technological and commercial expansion of electric propulsion. Acta Astronautica, 2019, vol. 159, pp. 213–227.
- [3] Ostrovskii V.G., Smolentsev A.A., Shcherbina P.A. Iod kak al'ternativnoe rabochee telo elektro-raketnykh dvigatelei [Iodine as an alternative working fluid of electric rocket engines]. Vestnik Samarskogo gosudarstvennogo aerokosmicheskogo universiteta [Bulletin of Samara State Aerospace University], 2014, iss. 5–4 (47), pp. 131–135. (In Russ.).
- [4] Szabo J. et al. Iodine plasma propulsion test results at 1–10 kW. IEEE Transactions on Plasma Science, 2014, vol. 43, no. 1, pp. 141–148.
- [5] Tisaev M. et al. Feasibility analysis for air-breathing electric propulsion spacecraft. 1st International Symposium on Very Low Earth Orbit Missions and Technologies, 2021.
- [6] Dukhopel'nikov D.V., Ryazanov V.A., Shilov S.O. Sravnenie kharakteristik modeli dvigatelya s anodnym sloem pri rabote na ksenone, argone i azote [Comparison of the characteristics of an engine model with an anode layer when working on xenon, argon and nitrogen]. Izvestiya vuzov. Ser. Mashinostroenie [Izvestiya vuzov. Ser. Mashinostroenie], 2018, iss. 7 (700), pp. 69–76. (In Russ.).
- [7] Podguiko N.A., Marakhtanov M.K., Khokhlov Yu.A. Perspektivy primeneniya magnetronnogo razryada v kachestve emittera elektronov v katode-kompensatore dlya elektroraketnykh dvigatelei [Prospects of using a magnetron discharge as an electron emitter in a compensator cathode for electric rocket engines]. Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta [Bulletin of the Moscow Aviation Institute], 2019, vol. 26, no. 3, pp. 167–177. (In Russ.).

УДК 537.529

Тяговые характеристики макета компактного импульсного электроразрядного двигателя малой тяги с рабочей частотой 400 Гц

Пунанов Иван Федорович

ivan.punanov@gmail.com

*Федеральное государственное бюджетное учреждение науки
Институт электрофизики Уральского отделения Российской академии наук***Морозов Павел Александрович**

pav99369565@yandex.ru

*Федеральное государственное бюджетное учреждение науки
Институт электрофизики Уральского отделения Российской академии наук***Емлин Рафаил Вениаминович**

emlin@iep.uran.ru

*Федеральное государственное бюджетное учреждение науки
Институт электрофизики Уральского отделения Российской академии наук***Щербаков Евгений Николаевич**

uralmr1@yandex.ru

*Федеральное государственное бюджетное учреждение науки
Институт электрофизики Уральского отделения Российской академии наук***Яшнов Леонид Юрьевич**

leonidsl@hotmail.com

АО "НИИМаш"

Разработан макет импульсного плазменного электрореактивного двигателя, работающего за счет разряда по поверхности твердого диэлектрика, иницированного высоковольтными импульсами напряжения микросекундного диапазона с частотой до 400 Гц. В макете использован импульсный трансформатор с выходным напряжением 20 кВт и выделяемой энергией ~50 МДж. Разрядный блок имеет коаксиальную конфигурацию, рабочим телом служит фторопласт. Измеренный импульс тяги макета составляет 19 мкН·с. Показано, что использование импульсного трансформатора в качестве индуктивного накопителя энергии в частотном режиме является работоспособной схемой для ИПД, но требует уменьшения массы трансформатора.

Ключевые слова: разряд по поверхности, электроразрядный двигатель, двигатель малой тяги, импульсный плазменный двигатель, импульсный разряд, индуктивный накопитель

В связи с широким распространением малых спутников, все большую актуальность приобретает разработка электроразрядных двигателей (ЭРД) малой тяги. В рамках решения данной задачи ведутся разработки по масштабированию холловских и ионных двигателей. Кроме того, вновь привлекают внимание разработчиков импульсные ЭРД, поскольку они позволяют прецизионно регулировать создаваемую тягу.

В данной работе представлен макет импульсного плазменного электрореактивного двигателя, в котором тяга создается за счет разряда по поверхности диэлектрика, иницированного импульсами напряжения микросекундного диапазона. В отличие от традиционной схемы, в которой используются емкостные накопители на десятки микрофарад с рабочим напряжением 1–5 кВт и частотой разрядов 1–3 Гц [1]. В разработанном макете используется индуктивный накопитель энергии [2], представляющий собой импульсный трансформатор с выходным напряжением 20 кВт и выделяемой энергией ~50 МДж (при работе на согласованную нагрузку ~90 кОм) [3]. Другим отличием является использование режима с относительно высокой частотой повторения импульсов. На вход трансформатора подается питающее напряжение 27

Вт с частотой до 400 Гц. Выходное напряжение 20 кВт подается на разрядный блок коаксиальной конфигурации с заземленным центральным электродом. Внешний электрод разрядного блока представляет собой стальное кольцо высотой 10 мм с внутренним диаметром 30 мм. Рабочим телом служит политетрафторэтилен.

Измерения тяги проводились в вакуумной камере, остаточное давление в которой составляло $\sim 10^{-4}$ мм рт. ст. Импульсный трансформатор и разрядный блок были укреплены на общей платформе, которая подвешивалась в вакуумной камере на металлической проволоке. На этой же платформе расположен автономный блок питания с платой управления. Масса макета ИПД (трансформатор и разрядный блок) вместе с блоком питания составляет около 500 г. Автономное питание позволило провести прямое измерение тяги макета по углу закручивания проволоки, на которой закреплена платформа. Запуск макета осуществлялся ИК-излучателем через окно вакуумной камеры. Однократный запуск представляет собой последовательность из 400 разрядов в течение 1 с. Величина импульса тяги, полученная в данных условиях, составила 19 мкН·с. Дополнительно проведено измерение тяги с помощью крутильного маятника, на котором была подвешена мишень [4], и получены близкие результаты. Удельная тяга, приведенная к одному джоулю запасаемой в генераторе энергии, составляет порядка 4 мкН·с/Дж, что в 2–3 раза меньше, чем известные литературные данные по конденсаторным ЭРД [1].

Таким образом, показано, что использование импульсного трансформатора в качестве индуктивного накопителя энергии в частотном режиме является работоспособной схемой для ИПД, но в целях увеличения эффективности необходимо уменьшить массогабаритные размеры трансформатора.

Литература

- [1] Zhang Z., Ling W.Y.L., Tang H. A review of the characterization and optimization of ablative pulsed plasma thrusters // Review of Modern Plasma Physics. 2019. Vol. 3 (1). DOI: 10.1007/s41614-019-0027-z
- [2] Schein J., Qu N., Binder R., Krishnan M. Inductive energy storage driven vacuum arc thruster // Review of Scientific Instruments. 2002. Vol. 73 (2). Pp. 925–927. DOI: 10.1063/1.1428784
- [3] Buldashev S.A., Emlin R.V., Morozov P.A., Punanov I.F., Shcherbakov Ye.N. and Yashnov L.Yu. Thrust characteristics of compact high-voltage pulsed plasma thruster utilizing liquid propellant // Journal of Physics: Conference Series. 2021. Vol. 2064 (1). DOI: 10.1088/1742-6596/2064/1/012114
- [4] Yang Y.-X., Tua L.-C., Yang S.-Q., Luo J. A torsion balance for impulse and thrust measurements of micro-Newton thrusters // Review of Scientific Instruments. 2012. Vol. 83 (1), no. 015105. DOI: 10.1063/1.3675576

Thrust Performance of the Compact Pulsed Low-Thrust Electric Thruster Prototype at Frequency of 400 Hz

Punanov Ivan Fedorovich	ivan.punanov@gmail.com
<i>Institute of Electrophysics of the Ural Division of the Russian Academy of Sciences</i>	
Morozov Pavel Aleksandrovich	pav99369565@yandex.ru
<i>Institute of Electrophysics of the Ural Division of the Russian Academy of Sciences</i>	
Emlin Rafail Veniaminovich	emlin@iep.uran.ru
<i>Institute of Electrophysics of the Ural Division of the Russian Academy of Sciences</i>	
Shcherbakov Yevgeny Nikolaevich	uralmr1@yandex.ru
<i>Institute of Electrophysics of the Ural Division of the Russian Academy of Sciences</i>	
Yashnov Leonid Yuryevich	leonidsl@hotmail.com
<i>Research and Development Institute of Mechanical Engineering</i>	

The prototype of the pulsed plasma electric thruster based on surface flashover of a solid dielectric initiated by microsecond pulses at frequency up to 400 Hz is developed. We used pulsed transformer with output voltage of 20 kV and energy of ~50 mJ in the prototype. The discharge unit has coaxial configuration. The propellant is PTFE. The measured value of thrust is 19 $\mu\text{N}\cdot\text{s}$. It has been shown, that pulsed transformer as an inductive energy storage working in high-repetition rate of pulses is an adequate scheme for pulsed plasma thruster design, but requires decrease in transformer weight.

Keywords: *surface flashover, electric thruster, low-thrust thruster, pulsed plasma thruster, pulsed discharge, inductive storage*

References

- [1] Zhang Z., Ling W.Y.L., Tang H. A review of the characterization and optimization of ablative pulsed plasma thrusters. Review of Modern Plasma Physics, 2019, vol. 3 (1). DOI: 10.1007/s41614-019-0027-z
- [2] Schein J., Qu N., Binder R., Krishnan M. Inductive energy storage driven vacuum arc thruster. Review of Scientific Instruments, 2002, vol. 73 (2), pp. 925–927. DOI: 10.1063/1.1428784
- [3] Buldashev S.A., Emlin R.V., Morozov P.A., Punanov I.F., Shcherbakov Ye.N. and Yashnov L.Yu. Thrust characteristics of compact high-voltage pulsed plasma thruster utilizing liquid propellant. Journal of Physics: Conference Series, 2021, vol. 2064 (1). DOI: 10.1088/1742-6596/2064/1/012114
- [4] Yang Y.-X., Tua L.-C., Yang S.-Q., Luo J. A torsion balance for impulse and thrust measurements of micro-Newton thrusters. Review of Scientific Instruments, 2012, vol. 83 (1), no. 015105. DOI: 10.1063/1.3675576

УДК 517.958

Особенности уравнения Фоккера — Планка для лазерной плазмы в лазерно-плазменных двигателях

Рыжков Сергей Витальевич

svryzhkov@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Кузенов Виктор Витальевич

vik.kuzenov@gmail.com

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Бросин Павел Дмитриевич

svryzhkov@rambler.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

При высоких интенсивностях лазеров необходимо учитывать релятивистские эффекты, так как энергия электронов, осциллирующих в поле лазерного излучения, сопоставима с релятивистскими энергиями. В работе получена функция распределения быстрых частиц с помощью решения уравнения Фоккера — Планка. Для описания коэффициентов диффузии и трения в уравнении Фоккера — Планка использованы потенциалы Розенблюта — Трубникова, поскольку функция распределения частиц плазмы лазерного факела близка к максвелловской. Поставлена и решена задача применительно к новым типам маршевых двигателей аэрокосмической отрасли. Рассмотрены особенности уравнения Фоккера — Планка для лазерной плазмы. Для описания коэффициентов диффузии и трения в уравнении Фоккера — Планка использованы потенциалы Розенблюта — Трубникова. Получено однозначное решение сформулированной системы уравнений.

Ключевые слова: лазерно-плазменный двигатель, математическое моделирование, функция распределения, электрическое поле

Появление электронов, имеющих двухтемпературное распределение энергии в лазерной плазме, например, в магнитно-инерциальном синтезе, имеет место при плотностях потока лазерного излучения $q_{\text{лаз}} > 10^{14}$ Вт/см², что важно для летательных аппаратов и лазерно-плазменных двигателей (ЛПД) в частности [1–8]. Отметим, что уже при интенсивностях лазерного излучения на уровне $10^{15} \dots 10^{16}$ Вт/см² напряженность электрического поля в нем достигает значений, которые сопоставимы с напряженностью внутриатомных электрических полей, поэтому любое вещество при облучении такими лазерными пучками практически мгновенно переходит в состояние плазмы.

При интенсивностях лазерного излучения выше обозначенных значений необходимо учитывать релятивистские эффекты, поскольку энергия электронов, осциллирующих в поле лазерного излучения сопоставима с релятивистскими энергиями. При этом энергия лазерного излучения эффективно преобразуется в энергию заряженных частиц: электроны лазерной плазмы, проходя «резонансную» область поглощения электромагнитного поля лазерного излучения, набирают энергию за счет работы электрического поля над электронами и ускоряются (с образованием надтепловых электронов), вызывая образование в ней сильных электрических полей E и сил F , F_L , которые, в свою очередь, служат причиной соответствующего ускорения ионов.

Для высоких значений плотности потока лазерного излучения прямое ускорение электронов и ионов (образование быстрых электронов и ионов) внутри плазменного лазерного факела может быть математически описано с помощью уравнения Больцмана для одночастичной функции распределения f_a , дополненного условиями квазинейтральности и уравнениями самосогласованного электрического поля E . В случае плазмы учитывается взаимодействие между ее частицами с помощью закона Кулона.

Кулоновский потенциал медленно убывает с расстоянием, поэтому основной вклад в дифференциальный оператор дают дальнедействующие столкновения, причем для них значение передаваемого импульса мало.

Приведенные выше оценки показывают, что лазерная плазма состоит из частиц, функция распределения $f_\alpha = f_{M,\alpha} + f_{i,e}$, которых существенно отличается от максвелловской. Эту функцию распределения (приближенно) можно представить в виде двух групп: максвелловской с функцией распределения $f_{M,\alpha}$ и температурой $T_{i,e}$ и моноэнергетической группы с функцией распределения $f_{i,e}$ и средней энергией $10 T_{i,e}$. Из сказанного следует, что функция распределения быстрых частиц $f_{i,e}$ может быть получена с помощью решения уравнения Фоккера — Планка. В этом уравнении коэффициенты уравнения выражаются через интегралы (моменты) функции распределения f_α [$\text{м}^{-6} \cdot \text{с}^3$]. При этом применяется упрощающее предположение: коэффициенты в операторе столкновений связаны с функцией распределения через изотропные потенциалы Розенблюта, т. е. не зависят от угла.

С учетом того что функция распределения частиц плазмы лазерного факела в основном близка к максвелловской, для описания коэффициентов диффузии и трения в уравнении Фоккера — Планка можно использовать потенциалы Розенблюта — Трубникова. В рассматриваемом случае наиболее удобно решать уравнение Больцмана для одночастичной функции распределения f_α в цилиндрической системе координат. В этом случае f_α зависит от расстояния от оси симметрии r мишени. При этом функция распределения f_α зависит также от угла ψ между вектором скорости и осью симметрии мишени и угла ϑ между радиус-вектором, проведенным в исследуемую точку, и проекцией вектора скорости на плоскость, перпендикулярную оси симметрии мишени.

Далее сформулируем полную производную от f_α в виде зависимости от направления s , координаты r и углов ψ и ϑ . В случае однородного в пространстве электрического поля функция распределения частиц f_α будет изотропной по всем направлениям движения заряженных частиц, за исключением направления приложенного поля. Тогда используем сферические координаты в пространстве скоростей.

Таким образом, в наиболее общем случае функция распределения частиц f_α является функцией четырех переменных (V, r, t, μ), где V — абсолютная величина скорости электрона, а r — координата вдоль оси с направлением, совпадающим с направлением поля. В дальнейшем будем предполагать, что в целях упрощения описания силу можно записать в упрощенной форме и использовать двучленное приближение (разложение по полиномам Лежандра) для функции распределения $f_\alpha = f_0(V, r, t) + f_1(V, r, t)\mu$, где $f_0(V, r, t)$ — изотропная часть распределения функции распределения быстрых частиц, а $f_1(V, r, t)$ — анизотропная поправка.

В случае однородного в пространстве электрического поля функция распределения частиц f_α будет изотропной по всем направлениям движения заряженных частиц, за исключением направления приложенного поля. Таким образом, в наиболее общем случае функция распределения частиц f_α является функцией четырех переменных. Для получения однозначного решения сформулированной системы уравнений следует применять крайние условия особого вида.

В работе рассмотрены особенности уравнения Фоккера — Планка для лазерной плазмы. Для описания коэффициентов диффузии и трения в уравнении Фоккера — Планка использованы потенциалы Розенблюта — Трубникова. Получено однозначное решение построенной системы уравнений.

Работа частично поддержана Министерством науки и высшего образования Российской Федерации (проект № 0705-2020-0044).

Литература

- [1] Ryzhkov S.V., Kuzenov V.V. New realization method for calculating convective heat transfer near the hypersonic aircraft surface // ZAMP. 2019. Vol. 70. P. 46. DOI: 10.1007/s00033-019-1095-1
- [2] Kuzenov V.V., Ryzhkov S.V. Approximate method for calculating convective heat flux on the surface of bodies of simple geometric shapes // Journal of Physics: Conference Series. 2017. Vol. 815. Art. ID 012024. DOI: 10.1088/1742-6596/815/1/012024
- [3] Kuzenov V.V., Ryzhkov S.V. Approximate calculation of convective heat transfer near hypersonic aircraft surface // Journal of Enhanced Heat Transfer. 2018. Vol. 25 (2). Pp. 181–193. DOI: 10.1615/JEnhHeatTransf.2018026947
- [4] Ryzhkov S.V., Kuzenov V.V. Analysis of the ideal gas flow over body of basic geometrical shape // International Journal of Heat and Mass Transfer. 2019. Vol. 132. Pp. 587–592. DOI: 10.1016/j.ijheatmasstransfer.2018.12.032
- [5] Kuzenov V.V., Ryzhkov S.V. Calculation of plasma dynamic parameters of the magneto-inertial fusion target with combined exposure // Physics of Plasmas. 2019. Vol. 26. Art. ID 092704. DOI: 10.1063/1.5109830
- [6] Kuzenov V.V., Ryzhkov S.V. Evaluation of the possibility of ignition of a hydrogen-oxygen mixture by erosive flame of the impulse laser // Laser Physics. 2019. Vol. 29. Art. ID 096001. DOI: 10.1088/1555-6611/ab342d
- [7] Ryzhkov S.V., Chirkov A.Yu. Alternative Fusion Fuels and Systems. Boca Raton, FL: CRC Press, Taylor & Francis Group, 2019. 200 p. DOI: 10.1201/9780429399398
- [8] Romadanov I.V., Smolyakov A.I., Raitses Y., Kaganovich I.D., Tian T., Ryzhkov S.V. Structure of non-local gradient-drift instabilities in Hall $E \times B$ discharges // Physics of Plasmas. 2016. Vol. 23. Art. ID 122111. DOI: 10.1063/1.4971816

Features of the Fokker — Planck Equation for Laser Plasma in Laser-Plasma Engines

Ryzhkov Sergei Vitalievich

svryzhkov@bmstu.ru

BMSTU

Kuzenov Victor Vitalievich

vik.kuzenov@gmail.com

BMSTU

Brosin Pavel Dmitrievich

svryzhkov@rambler.ru

BMSTU

At high laser intensities, relativistic effects must be taken into account, since the energy of electrons oscillating in the laser radiation field is comparable to relativistic energies. The distribution function of fast particles is obtained by solving the Fokker — Planck equation. To describe the diffusion and friction coefficients in the Fokker — Planck equation, the Rosenblut — Trubnikov potentials were used, since the distribution function of the plasma particles of the laser plume is close to Maxwellian. The problem is posed and solved in relation to new types of propulsion engines in the aerospace industry. The features of the Fokker — Planck equation for a laser plasma are considered. The Rosenblut — Trubnikov potentials are used to describe the diffusion and friction coefficients in the Fokker — Planck equation. An unambiguous solution of the formulated system of equations is obtained.

Keywords: laser-plasma engine, mathematical model, space propulsion, distribution function, electric field

This research has been partially supported by the Russian Minobrnauki (Project No. 0705-2020-0044).

References

- [1] Ryzhkov S.V., Kuzenov V.V. New realization method for calculating convective heat transfer near the hypersonic aircraft surface. ZAMP, 2019, vol. 70, p. 46. DOI: 10.1007/s00033-019-1095-1

- [2] Kuzenov V.V., Ryzhkov S.V. Approximate method for calculating convective heat flux on the surface of bodies of simple geometric shapes. *Journal of Physics: Conference Series*, 2017, vol. 815, art. ID 012024. DOI: 10.1088/1742-6596/815/1/012024
- [3] Kuzenov V.V., Ryzhkov S.V. Approximate calculation of convective heat transfer near hypersonic aircraft surface. *Journal of Enhanced Heat Transfer*, 2018, vol. 25 (2), pp. 181–193. DOI: 10.1615/JEnhHeatTransf.2018026947
- [4] Ryzhkov S.V., Kuzenov V.V. Analysis of the ideal gas flow over body of basic geometrical shape. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2019, vol. 132, pp. 587–592. DOI: 10.1016/j.ijheatmasstransfer.2018.12.032
- [5] Kuzenov V.V., Ryzhkov S.V. Calculation of plasma dynamic parameters of the magneto-inertial fusion target with combined exposure. *Physics of Plasmas*, 2019, vol. 26, art. ID 092704. DOI: 10.1063/1.5109830
- [6] Kuzenov V.V., Ryzhkov S.V. Evaluation of the possibility of ignition of a hydrogen-oxygen mixture by erosive flame of the impulse laser. *Laser Physics*, 2019, vol. 29, art. ID 096001. DOI: 10.1088/1555-6611/ab342d
- [7] Ryzhkov S.V., Chirkov A.Yu. *Alternative Fusion Fuels and Systems*. Boca Raton, FL, CRC Press, Taylor & Francis Group, 2019, 200 p. DOI: 10.1201/9780429399398
- [8] Romadanov I.V., Smolyakov A.I., Raitsev Y., Kaganovich I.D., Tian T., Ryzhkov S.V. Structure of non-local gradient-drift instabilities in Hall $E \times B$ discharges. *Physics of Plasmas*, 2016, vol. 23, art. ID 122111. DOI: 10.1063/1.4971816

УДК 629.785:620.9:621.039

Применение мощных энергодвигательных систем для выполнения транспортных задач в космосе

Солодухин Александр Евгеньевич Alexander.Solodukhin@gmail.com

АО ГНЦ «Центр Келдыша»; МГТУ им. Н.Э. Баумана

Архангельский Николай Иванович arkhangelsky@kerc.msk.ru

АО ГНЦ «Центр Келдыша»

Захаренков Леонид Эдуардович leonzzz@mail.ru

АО ГНЦ «Центр Келдыша»; МГТУ им. Н.Э. Баумана

Каревский Андрей Владимирович 101310-1@kerc.msk.ru

АО ГНЦ «Центр Келдыша»

Кувшинова Екатерина Юрьевна ekuvsh@mail.ru

АО ГНЦ «Центр Келдыша»

Музыченко Евгений Игоревич muz.eugen@gmail.com

АО ГНЦ «Центр Келдыша»

Семенкин Александр Вениаминович a.v.semenkin@yandex.ru

АО ГНЦ «Центр Келдыша»; МГТУ им. Н.Э. Баумана

Синицын Алексей Андреевич sinitsin@kerc.msk.ru

АО ГНЦ «Центр Келдыша»

Рассмотрено применение космических аппаратов с мощными энергодвигательными установками для выполнения различных задач в космическом пространстве. Проанализированы характеристики мощных энергодвигательных установок перспективных

космических аппаратов. Рассмотрены основные составляющие мощных энергодвигательных установок, варианты их построения и компоновочные решения. Проведен анализ эффективности применения ядерных энергодвигательных установок применительно к транспортным задачам по сравнению с традиционными химическими двигательными установками.

Ключевые слова: космический аппарат, энергодвигательная установка, ядерная энергоустановка, электроракетный двигатель

Решение перспективных задач в области изучения и использования космического пространства требует качественного повышения уровня энергодвигательного обеспечения космических аппаратов (КА). Для выполнения перспективных задач в ближнем и дальнем космосе предложено применять принципиально новое транспортное средство — космический буксир с мощной (уровня сотни киловатт — мегаватты) энергодвигательной установкой [1, 2] на базе ядерной энергоустановки (ЯЭУ) и многодвигательной электроракетной двигательной установкой (ЭРДУ), включающей маршевые электроракетные двигатели (ЭРД) и вспомогательные двигатели для ориентации КА.

Уровень мощности определяет возможности по электропитанию ЭРДУ, а также целевой полезной нагрузки (ПН), что, в свою очередь, во многом обуславливает функциональные возможности КА. Применение электроракетных двигателей, обладающих высоким удельным импульсом и ресурсом, способно обеспечить срок активного существования (САС) КА до нескольких десятков лет.

Ядерные энергоустановки характеризуются существенно большей компактностью, чем солнечные энергоустановки, независимостью генерируемой мощности от расстояния до Солнца, условий освещенности, повышенной радиационной стойкостью. Применение ЭРД для таких задач, как выведение КА на орбиту, удержание КА на орбите, межпланетных перелетов и миссий в дальнем космосе, обеспечивает существенную экономию массы используемого топлива по сравнению с традиционными жидкостными ракетными двигателями благодаря высокому удельному импульсу тяги ЭРД. Использование ядерной энергетики в космическом пространстве рассматривается в тех случаях, когда ее применение либо безальтернативно (например, полеты в дальние области солнечной системы), либо обеспечивает значительное улучшение технических, эксплуатационных характеристик и функциональных (целевых) возможностей космических средств различного назначения, включая их экономические показатели [3].

Разработка проектов, в которых предусматривается использование космических транспортных средств на базе мощных энергодвигательных установок (ЭДУ), в том числе с ядерными источниками энергии, ведутся с самых первых этапов практического освоения космического пространства. В настоящее время в мире наблюдается рост числа таких проектов [1], активный интерес к которым обуславливается возрастающими технологическими и конструктивными возможностями по созданию основных составных частей мощной ЭДУ.

В качестве одного из перспективных вариантов реализации рассматриваются ЭДУ, включающие в свой состав источник тепловой энергии в виде ядерного реактора, систему преобразования тепловой энергии в электрическую в замкнутом газотурбинном цикле (цикле Брайтона) и ЭРД [4].

Основным элементом газотурбинной системы преобразования энергии (СПЭ) является турбокомпрессор-генератор (ТКГ) — агрегат, объединяющий в единой конструкции:

• турбину, обеспечивающую преобразование тепловой энергии рабочего тела (инертный газ или смесь инертных газов), нагретого до высокой температуры в источнике тепла (ядерном реакторе), в механическую энергию вращающегося ротора;

• компрессор, обеспечивающий циркуляцию газообразного рабочего тела по замкнутому контуру с требуемым перепадом давления;

• генератор, обеспечивающий преобразование избыточной механической мощности на валу ТКГ в электрическую энергию переменного тока.

В теплообменнике-холодильнике тепло, неиспользованное в цикле преобразования энергии, передается от газообразного рабочего тела к теплоносителю системы отвода тепла, и далее сбрасывается холодильником-излучателем в окружающее космическое пространство. Теплообменник-рекуператор обеспечивает повышение КПД преобразования энергии в замкнутом цикле в результате передачи (рекуперации) тепла от рабочего тела, идущего с выхода турбины на вход в теплообменник-холодильник, к рабочему телу, идущему с выхода компрессора на вход в ядерный реактор.

Электрическая энергия переменного тока, вырабатываемая СПЭ, с помощью аппаратуры системы преобразования и распределения электроэнергии (СПРЭЭ) трансформируется в электроэнергию постоянного тока требуемых номиналов напряжений, которая используется для обеспечения работы ЭРД.

Таким образом, в исследовании рассмотрены основные составляющие мощных энергодвигательных установок, а также различные варианты их построения и компоновочные решения. Проведен анализ эффективности применения ядерных ЭДУ применительно к транспортным задачам доставки полезных грузов к Луне, Марсу и Европе (спутнику Юпитера) по сравнению с КА на базе жидкостных ракетных двигателей (ЖРД). Показано, что мощные ЭДУ могут обладать существенным преимуществом перед традиционными химическими двигательными установками на базе ЖРД, и их применение является актуальным для выполнения транспортных задач в ближнем и дальнем космосе.

Литература

- [1] Коротеев А.С., Ошев Ю.А., Попов С.А., Каревский А.В., Солодухин А.Е., Захаренков Л.Э., Семёнкин А.В. Ядерная энергодвигательная установка космического аппарата // Известия РАН. Энергетика. 2015. № 5. С. 45–59.
- [2] 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. DOI: 10.1051/eucass/201608165
- [3] Акимов В.Н., Захаренков Л.Э., Каревский А.В., Кувшинова Е.Ю., Семёнкин А.В., Солодухин А.Е. Особенности построения и возможные применения мощных ядерных энергодвигательных установок перспективных космических аппаратов // Инженерный журнал: наука и инновации. 2019. № 6. DOI: 10.18698/2308-6033-2019-6-1889
- [4] 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, September 15–20, 2019.

Application of Power and Propulsion Systems of High Power Level for Space Transportation

Solodukhin Alexander Evgenevich JSC "Keldysh Research Center"; BMSTU	Alexander.Solodukhin@gmail.com
Arkhangelsky Nikolay Ivanovich JSC "Keldysh Research Center"	arkhangelsky@kerc.msk.ru
Zakharenkov Leonid Eduardovich JSC "Keldysh Research Center"; BMSTU	leonzzz@mail.ru
Karevskiy Andrey Vladimirovich JSC "Keldysh Research Center"	101310-1@kerc.msk.ru
Kuvshinova Ekaterina Yurevna JSC "Keldysh Research Center"	ekuvsh@mail.ru
Muzychenko Evgeny Igorevich JSC "Keldysh Research Center"	muz.eugen@gmail.com
Semenkin Alexander Veniaminovich JSC "Keldysh Research Center"; BMSTU	a.v.semenkin@yandex.ru
Sinitsin Alexey Andreevich JSC "Keldysh Research Center"	sinitsin@kerc.msk.ru

Application of power and propulsion systems of high power level for different space missions is considered. Characteristics of high power level power and propulsion systems of advanced spacecrafts are analyzed. Main components of high power level power and propulsion systems as well as their architecture options and integration solutions are examined. Efficiency of nuclear power and propulsion systems application for transport missions is analyzed in comparison with conventional chemical propulsion systems.

Keywords: spacecraft, power and propulsion system, nuclear power system, electric propulsion

References

- [1] Koroteev A.S., Oshev Ju.A., Popov S.A., Karevskiy A.V., Solodukhin A.E., Zaharenkov L.Je., Semjonkin A.V. Jadernaja jenergodvigatel'naja ustanovka kosmicheskogo apparata [Nuclear power propulsion system of the spacecraft]. Izvestija RAN. Jenergetika [News of the Russian Academy of Sciences. Energy], 2015, no. 5., pp. 45–59. (In Russ.).
- [2] 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. DOI: 10.1051/eucass/201608165
- [3] Akimov V.N., Zaharenkov L.Je., Karevskiy A.V., Kuvshinova E.Ju., Semjonkin A.V., Solodukhin A.E. Osobennosti postroenija i vozmozhnye primenenija moshhnyh jadernyh jenergodvigatel'nyh ustanovok perspektivnyh kosmicheskikh apparatov [Features of construction and possible applications of powerful nuclear power propulsion systems of promising spacecraft]. Inzhenernyj zhurnal: nauka i innovacii [Engineering Journal: Science and Innovation], 2019, no. 6. DOI: 10.18698/2308-6033-2019-6-1889 (In Russ.).
- [4] 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, September 15–20, 2019.

УДК 629.78:621.31

Перспективы применения и отработка технологии беспроводной передачи электрической энергии между космическими аппаратами

Тугаенко Вячеслав Юрьевич

vjatcheslav.tugaenko@rsce.ru

ПАО «РКК «Энергия»

Евдокимов Роман Александрович

evdokimovrom@yandex.ru

ПАО «РКК «Энергия»

Щербенко Наталья Владимировна

shcherbenko.n@gmail.com

ПАО «РКК «Энергия»

Рассмотрены состояние и перспективы применения беспроводной передачи электрической энергии между космическими аппаратами. Представлен космический эксперимент по передаче электрической энергии с борта Российского сегмента Международной космической станции на транспортный грузовой корабль «Прогресс» в лазерном канале. Предложена схема проведения эксперимента, дано описание разрабатываемой научной аппаратуры «Пеликан» для его реализации.

Ключевые слова: беспроводная передача энергии, микроспутники, космические энергостанции, лазерное излучение, космический эксперимент

Использование беспроводной передачи электрической энергии (БПЭЭ) между космическими аппаратами (КА) позволяет обеспечить централизованное энергоснабжение в космосе, основанное на применении одной или нескольких мощных энергетических станций для более эффективного и гибкого энергоснабжения КА в сравнении с существующими автономными бортовыми энергетическими установками. При этом может быть увеличена энерговооруженность КА, обеспечена стабильность уровня энергопотребления, а также возможность глубокого регулирования циклограммы энергопотребления при существенном снижении габаритов и массы космического аппарата. В относительно близкой перспективе технология БПЭЭ между КА может быть использована в следующих областях:

- энергоснабжение созвездий микроспутников (в том числе для поддержания их орбит с помощью электроракетных двигателей) с борта МКС и/или Российской орбитальной служебной станции, либо специальных энергетических КА-энергостанций (ЭС) [1];
- дистанционное энергоснабжение КА для проведения микрогравитационных экспериментов и производства в космосе (КА типа «ОКА — Т») [2];
- энергоснабжение с борта орбитальных КА потребителей на поверхности Луны и других тел Солнечной системы (Марса, астероидов, спутников планет и т. п.), а также отделяемых от основных орбитальных КА модулей в ходе планетных исследований [3, 4].

Космический эксперимент по беспроводной передаче электрической энергии между космическими аппаратами. В долгосрочную программу научных экспериментов на Российском сегменте Международной космической станции (МКС) включен космический эксперимент (КЭ) «Пеликан» — «Исследование передачи электрической энергии лазерным излучением между КА». Цель КЭ состоит в отработке

технологии БПЭЭ для космических применений в натуральных условиях. Планируется поэтапное увеличение передаваемой электрической мощности с 50...100 до 300 Вт на дальности 1 км, а также демонстрация возможности передачи энергии на дальностях до 5 км. Проведение КЭ по БПЭЭ между КА планируется впервые, характеристики создаваемой научной аппаратуры (НА) «Пеликан» отражают существующий уровень развития технологии. Цель КЭ состоит не только в демонстрации осуществимости БПЭЭ в космосе. Предполагается создание элементов технологии и прототипа системы, которые могли бы использоваться для различных практических применений.

Схема проведения эксперимента и научная аппаратура. Предложена следующая схема проведения КЭ. На внешней поверхности одного из модулей Российского сегмента МКС (основной вариант — МЛМ), на двухосевой поворотной платформе (ДПП) размещается передающая часть системы БПЭЭ — блок «Пеликан-Н». Помимо системы генерации лазерного излучения (СГЛИ) он включает: систему обнаружения, наведения и удержания приёмника излучения (СОНУ), систему формирования и наведения пучка излучения (СФИН), а также системы питания и управления (СПУ) и обеспечения условий функционирования (СОУФ). Блок фотоэлектрического приёмника-преобразователя (блок «Пеликан-ФПП»), включающий приёмник излучения и систему датчиков позиционирования пучка (СДПП), устанавливается на транспортном грузовом корабле (ТГК) «Прогресс», на блоке мишени со специальными призматическими отражателями, обеспечивающими обратную связь для СОНУ. Эксперимент проводится после доставки ТГК «Прогресс» грузов на МКС. Перед отстыковкой на крышку люка корабля (после демонтажа стыковочного агрегата) устанавливается блок «Пеликан-ФПП». После отхода корабля от станции на безопасное расстояние обеспечиваются его повторные сближения с МКС на расстояние до 1000 м. Продолжительность работы СГЛИ на максимальной мощности составит от 1,5 до 5 минут. Количество сеансов с одним ТГК «Прогресс» — не менее 5. Интервал между сеансами — не менее суток для обеспечения требуемых условий сближения. В начале сеанса блок «Пеликан-Н» наводится с помощью ДПП в область небесной сферы, где по баллистическим данным ожидается появление ТГК «Прогресс». Осуществляется поиск, захват и сопровождение блока «Пеликан-ФПП» с помощью СО-НУ. Эта система сканирует лазерным лучом малой мощности (0,5 Вт) с длиной волны 0,665 мкм участок небесной сферы размером $50 \times 50^\circ$. Лазерное излучение, отражённое от блока мишени, формирует в приемном канале системы изображение. Его обработка позволяет вычислить координаты центра приемника с точностью не хуже 60 угловых секунд. По данным СОНУ с помощью ДПП осуществляется сопровождение приемника. Точность наведения ДПП по каждой из осей не хуже 10 угловых секунд (грубое наведение). Перед включением СГЛИ на полную мощность выполняется прецизионное наведение с помощью СФИН и пучка лазерного излучения пониженной мощности. СФИН является двухзеркальной оптической системой с внеосевым оптоволоконным вводом излучения, генерируемого СГЛИ, формирующей пучок излучения диаметром не более 0,3 м на расстоянии 1000 м. СФИН обеспечивает также прецизионное наведение пучка излучения по двум осям в диапазоне ± 5 мрад ($\pm 17,5$ угловых секунд). После выполнения этапа грубого наведения, СФИН по специальному алгоритму осуществляет сканирование пучком излучения СГЛИ на минимальном уровне мощности участка небесной сферы размером ± 5 мрад по двум осям. При попадании лазерного излучения на приёмник датчики СДПП позволяют определить плотность потока в местах их размещения, что дает возможность уточнить положение пучка относительно центра приемника. Мощность, получаемая бло-

ком «Пеликан-Н» от МКС, не может превосходить 400 Вт. Поэтому в состав блока включена система питания и управления (СПУ) с буферными литий-ионными аккумуляторными батареями.

Литература

- [1] Evdokimov R.A., Chertok B.E., Legostaev V.P., Lopota V.A., Sokolov B.A., Tugaenko V.Yu. Remote electric power transfer between spacecrafts by infrared beamed energy // AIP conference Proceedings. Vol. 1402. Melville, New York, 2011.
- [2] Евдокимов Р.А., Корнилов В.А., Лобыкин А.А., Тугаенко В.Ю. Космическая технологическая система с дистанционным энергоснабжением по лазерному каналу // Поверхность. Рентгеновские, синхротронные и нейтронные исследования. 2018. № 9. С. 82–92.
- [3] Евдокимов Р.А., Тугаенко В.Ю. Дистанционное энергоснабжение потребителей на поверхности Луны // Известия РАН. Сер. Энергетика. 2019. № 5. С. 3–19.
- [4] Evdokimov R.A., Tugaenko V.Y., Gribkov A.S., Sinyavski V.V., Bombin A.N., Maslennikov A.A. Remote power supplying of equipment for planetary explorations // Proceeding of the First Moscow Solar System Symposium. Moscow, IKI, October 11–15, 2010.

Prospects of Application and Development of Technology of Wireless Electric Power Transmission between Space Vehicles

Tugaenko Vyacheslav Yurevich

vjatcheslav.tugaenko@rsce.ru

S.P. Korolev Rocket and Space Public Corporation Energia

Evdokimov Roman Alexandrovich

evdokimovrom@yandex.ru

S.P. Korolev Rocket and Space Public Corporation Energia

Shcherbenko Natalia Vladimirovna

shcherbenko.n@gmail.com

S.P. Korolev Rocket and Space Public Corporation Energia

The state and prospects of the application of wireless transmission of electrical energy between spacecraft are considered. A space experiment on the transmission of electrical energy from the Russian segment of the International Space Station to the Progress transport cargo ship in a laser channel is presented. The scheme of the experiment is proposed, the description of the developed scientific equipment "Pelican" for its implementation is given.

Keywords: wireless power transmission, microsatellites, space power stations, laser radiation, space experiment, Russian segment of the International space station

References

- [1] Evdokimov R.A., Chertok B.E., Legostaev V.P., Lopota V.A., Sokolov B.A., Tugaenko V.Yu. Remote electric power transfer between spacecrafts by infrared beamed energy. AIP conference Proceedings, vol. 1402. Melville, New York, 2011.
- [2] Evdokimov R.A., Kornilov V.A., Lobykin A.A., Tugaenko V.Yu. Kosmicheskaya tekhnologicheskaya sistema s distantsionnym energosnabzheniem po lazernomu kanalu [Space technological system with remote power supply via laser channel]. Poverkhnost'. Rentgenovskie, sinkhrotronnye i neitronnye issledovaniya [Surface. X-ray, synchrotron and neutron studies], 2018, no. 9, pp. 82–92. (In Russ.).
- [3] Evdokimov R.A., Tugaenko V.Yu. Distsantsionnoe energosnabzhenie potrebitelei na poverkhnosti Luny [Remote power supply of consumers on the surface of the Moon]. Izvestiya RAN. Ser. Energetika [Izvestia RAS. Ser. Energy], 2019, no. 5, pp. 3–19. (In Russ.).

- [4] Evdokimov R.A., Tugaenko V.Y., Gribkov A.S., Sinyavski V.V., Bombin A.N., Maslennikov A.A. Remote power supplying of equipment for planetary explorations. Proceeding of the First Moscow Solar System Symposium. Moscow, IKI, October 11–15, 2010.

УДК 621.455

К определению оптимального режима работы абляционного импульсного плазменного двигателя в области малых энергий

Федорова Дарья Константиновна
МГТУ им. Н.Э. Баумана

fedorovadk@student.bmstu.ru

Егошин Денис Андреевич
МГТУ им. Н.Э. Баумана

yegoshinda2@gmail.com

Телех Виктор Дмитриевич
МГТУ им. Н.Э. Баумана

telekh@bmstu.ru

Рассмотрено поведение основных зависимостей характеристик коаксиального абляционного импульсного плазменного микродвигателя от энергии, вкладываемой в разряд, рассмотрены нижние границы применимости таких двигателей для наноспутников. Предложен подход для оптимизации параметров разрядного контура и геометрических размеров разрядного канала коаксиального абляционного импульсного плазменного микродвигателя в области малых величин энергозапаса накопителя энергии на основе совместного рассмотрения электротехнических, геометрических и массово-расходных характеристик.

Ключевые слова: абляционный импульсный плазменный двигатель, электрический ракетный двигатель, наноспутник, CubeSat

В настоящее время возрастает популярность нано- и пикоспутников благодаря их малым линейным размерам, соответственно, малой массе и сравнительно низкой стоимости производства и запуска. Часто возникает потребность снабдить подобные аппараты двигательной установкой.

На аппаратах класса «нано» и «пико» двигательная установка может выполнять функции коррекции орбиты, ориентации, построения группировки и захоронения. Но поскольку такие аппараты имеют очень строгие ограничения по массе и объему двигательной установки, существует целый ряд разработок микродвигательных установок [1]. Очень важным является сохранение рабочего режима двигательной установки при масштабировании ее размеров и уменьшении мощности.

Существенный объем микродвигательных установок для нано- и пикоспутников занимают электроракетные двигатели (ЭРД) ввиду своих высоких удельных импульсов и малых величин тяги. Однако ЭРД, которые используются в настоящее время чаще всего для спутников класса «мини» и более (т. е. отработанные образцы), не отвечают требованиям, предъявляемым к устройствам для нано- и пикоспутников, поскольку при мощностях, которые доступны на таких аппаратах (до 10 Вт), сложно обеспечить стабильность рабочего процесса в большинстве ЭРД [2]. Кроме того, некоторые двигатели не могут обеспечить постоянную готовность двигательной уста-

новки к работе. Одним из подходящих для наноспутников типов ЭРД является абляционный импульсный плазменный двигатель (АИПД). Такие двигатели являются относительно простыми, дешевыми в исполнении и достаточно надежными в работе, могут обеспечивать малые импульсы тяги [3], что является преимуществом при необходимости точного наведения спутника или исполнения маневров, при которых нужны малые приращения скорости. Еще одним возможным применением таких двигателей является увод аппарата с целевой орбиты на орбиту захоронения. Для таких двигателей существует задача поиска оптимального режима работы (согласование нарастания тока и ввода массы в разряд, уменьшение индуктивности и т. д.) в области низких мощностей и энергий разряда с учетом доступной компонентной базы для системы питания и управления летной конфигурации.

В связи с тем, что на аппараты класса «нано» и «пико» можно поставить накопитель энергии очень ограниченного объема, следовательно, и емкости, необходимо подобрать такую пару емкости и напряжения, а также рабочее тело (аблирующий диэлектрик), чтобы в двигателе достигался оптимальный режим работы при соблюдении всех условий, предъявляемых к размерам и массе двигательной установки. Поэтому для микро-АИПД необходимо совместно рассматривать электрические параметры [4], массовый расход, удельный импульс и единичный импульс тяги [5].

В докладе рассмотрено поведение основных зависимостей характеристик АИПД от энергии, вкладываемой в разряд, рассмотрены нижние границы применимости таких двигателей для наноспутников.

Исследование поддержано грантом Министерства образования и науки Российской Федерации по государственному заданию № 0705-2020-0046.

Литература

- [1] O'Reilly D., Herdrich G., Kavanagh D.F. Electric Propulsion Methods for Small Satellites: A Review // Aerospace. 2021. Vol. 8. P. 22. DOI: <https://doi.org/10.3390/aerospace8010022>
- [2] Антропов Н.Н., Богатый А.В., Дьяконов Г.А., Любинская Н.В., Попов Г.А., Семенихин С.А., Тютин В.К., Хрусталёв М.М., Яковлев В.Н. Новый этап развития абляционных импульсных плазменных двигателей в НИИ ПМЭ // Вестник ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина». 2011. № 5. С. 30–40. URL: <https://www.laspase.ru/upload/iblock/86f/86fae31990e268173241317d850cf192.pdf> (дата обращения 04.12.2021).
- [3] Дьяконов Г.А., Любинская Н.В., Семенихин С.А., Хрусталев М.М. Абляционный импульсный плазменный двигатель для малоразмерных космических аппаратов // Труды МАИ. 2014. № 73. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=48558> (дата обращения 10.12.2021).
- [4] Artsimovich L.A. Electrodynamic Acceleration of Plasma Bunches // JETP. 1958. Vol. 6. No. 1. P. 1.
- [5] Burton R.L., Turchi P.J. Pulsed Plasma Thruster // Journal of Propulsion and Power. 1998. Vol. 14 (5). Pp. 716–735. DOI: 10.2514/2.5334

To Determining the Low-Energy Pulsed Plasma Thruster Optimum Operating

Fedorova Daria Konstantinovna fedorovadk@student.bmstu.ru
BMSTU

Egoshin Denis Andreevich yegoshinda2@gmail.com
BMSTU

Telekh Victor Dmitrievich telekh@bmstu.ru
BMSTU

On the basis of a joint consideration of the electrical, geometric and mass-flow characteristics of a coaxial ablative pulsed plasma micro-thruster, an approach is proposed for optimizing the discharge circuit and the geometric dimensions parameters of the discharge channel of such a thruster in the area of low energy storage values of an energy storage device, and the limits of applicability of a micro-APPT are considered.

Keywords: *ablative pulsed plasma thruster, electric propulsion, nanosatellite, CubeSat*

The research was supported by a grant from the Ministry of Education and Science of the Russian Federation under state assignment no. 0705-2020-0046.

References

- [1] O'Reilly D., Herdrich G., Kavanagh D.F. Electric Propulsion Methods for Small Satellites: A Review. *Aerospace*, 2021, vol. 8, p. 22. DOI: <https://doi.org/10.3390/aerospace8010022>
- [2] Antropov N.N., Bogatyy A.V., D'yakonov G.A., Lyubinskaya N.V., Popov G.A., Semenikhin S.A., Tyutin V.K., Khrustalev M.M., Yakovlev V.N. Novyy etap razvitiya ablyatsionnykh impul'snykh plazmennykh dvigateley v NII PME [The new stage of ablative pulsed plasma thruster development at RI-AME]. *Vestnik FGUP «NPO im. S.A. Lavochkina»* [Bulletin of FSUE "NPO named after S.A. Lavochkin"], 2011, no. 5, pp. 30–40. (In Russ.). Available at: <https://www.laspace.ru/upload/iblock/86f/86fae31990e268173241317d850cf192.pdf> (accessed December 04, 2021).
- [3] D'yakonov G.A., Lyubinskaya N.V., Semenikhin S.A., Khrustalev M.M. Ablyatsionnyy impul'snyy plazmennyy dvigatel' dlya malorazmernykh kosmicheskikh apparatov [Ablative pulsed plasma thruster for small spacecraft]. *Trudy MAI* [Trudy MAI], 2014, no. 73. (In Russ.). Available at: <http://trudymai.ru/published.php?ID=48558> (accessed December 10, 2021).
- [4] Artsimovich L.A. Electrodynamic Acceleration of Plasma Bunches. *JETP*, 1958, vol. 6, no. 1, p. 1.
- [5] Burton R.L., Turchi P.J. Pulsed Plasma Thruster. *Journal of Propulsion and Power*, 1998, vol. 14 (5), pp. 716–735. DOI: 10.2514/2.5334

УДК 621.43:621.43.056

О противоречии уравнений количества движения для абсолютно неупругого удара масс газа и твердых тел и перспективах его разрешения

Холманова Марина Александровна

marinakholmanova@gmail.com

ПАО «ОДК-Сатурн»

Экспериментальные исследования по созданию тяги у двигателей без выброса массы, для космической техники актуальны и продолжают в настоящее время. Основной проблемой является объяснение этого эффекта без нарушения законов сохранения, но в теории и экспериментах по неупругому взаимодействию масс газа и твердых тел возникают противоречия с законами сохранения. В данной работе предложено решать проблему с учетом эффекта присоединения масс, увеличивающего импульс не только на натуральных массах газа и телах, но и на атомарно-молекулярном уровне как в теории кумулятивной струи.

Ключевые слова: законы сохранения, присоединенные массы, пульсирующий процесс, кумулятивная струя

Уже длительное время проводятся многочисленные экспериментальные исследования по созданию тяги у двигателей без выброса массы, что является актуальным, особенно для космической техники. Проблемой здесь, прежде всего, является объяснение этого явления или эффекта без нарушения законов сохранения. Понимание физики, математическое обоснование процесса возникновения тяги без выброса массы позволило бы решить эту проблему. В общей физике [1] уравнение количества движения для двух взаимодействующих твердых тел (примем, что тело m_2 до удара покоится, а после удара тела m_2 с телом m_1 тела движутся вместе и тело m_2 становится присоединенной массой) при абсолютно неупругом ударе изначально принято таким:

$$m_1 w_1 = w_2 (m_1 + m_2) \text{ или } w_2 (m_1 + m_2) / w_1 m_1 = 1, \quad (1)$$

т. е. в нем не отражены потери на удар.

В прикладной газовой динамике [2], в частности для эжекторного усилителя тяги (ЭУТ), в уравнении количества движения имеется КПД η , учитывающий потери на удар.

В подтверждение уравнения (1) приводится эксперимент [1] с попаданием пули в ящик с песком, подвешенным как маятник, масса которого в 1000 раз больше массы пули. При этом установлено, что КПД процесса равен 0,001. Возникает вопрос насколько это корректно: эксперимент — единственный, а полученный КПД составляет всего тысячную долю от максимального значения и что было бы с результатами, если ящик заполнить материалом с другим сопротивлением проникновению пули или увеличить массу пули. Возможно, были и другие эксперименты, но их результаты не приведены.

Выведем уравнение (1), как и в теории ЭУТ [2] из уравнения энергии:

$$w_2^2 (m_1 + m_2) / w_1^2 m_1 = \eta. \quad (2)$$

Преобразуем это соотношение для энергий в соотношение для количеств движений:

$$\frac{w_2 (m_1 + m_2)}{w_1 m_1} = \sqrt{\frac{m_1 + m_2}{m_1}} \eta, \quad (3)$$

которое в общем случае не равно 1, что противоречит уравнению (1). Данное отношение определяется соотношением масс и КПД, соответствует уравнению количества движения для ЭУТ, которое получено таким же образом. Как частный случай (тождество), при определенных значениях m_1 , m_2 и η оно может быть равно 1, т. е. увеличение импульса за счет присоединения массы компенсируется снижением КПД и это будет соответствовать уравнению (1).

Был выполнен ретроспективный анализ взаимосвязи количества движения mv и кинетической энергии $mv^2/2$, который показал, что ещё со времен Ньютона и до середины двадцатого века не было однозначного отношения к этому. Целесообразно привести здесь отношение к проблеме известных ученых и цитаты из работ [3, 4]:

Ньютон: «Ему была чужда идея сохранения движения. В подтверждение своего взгляда великий учёный приводил удар неупругих тел, полагая, что в этом случае имеет место уничтожение движения»;

Лейбниц: «Считал, что истинной мерой движения является произведение массы на квадрат скорости движения тела, а при столкновении неупругих тел количество движения всегда уменьшается»;

Паули в первой половине двадцатого века утверждал, что: «Следует также ожидать определённой связи между законами сохранения энергии и количества движения и свойствами пространства и времени...» [4].

Как было показано выше, Г.Н. Абрамович, автор работы [2], уравнение количества движения получил из уравнения энергии. Таким образом, позиция этих ученых предполагает взаимосвязь уравнения количества движения и уравнения энергии.

Известны многочисленные эксперименты с устройствами, создающими тягу без выброса реактивной массы. Некоторые из устройств называют инерцоидами. Их конструкция, как правило, имеет колеблющуюся массу. Здесь возможно создание импульса, когда появляется неуравновешенная сила из-за разных значений КПД процессов отбрасывания и присоединения одной и той же массы. То есть в устройстве, создаваемом в соответствии с уравнением (3), должна быть жесткостная (упругая) асимметрия. Однако работоспособность этих устройств является спорной. Проведенные авторами эксперименты с подобным устройством показали нестабильность и отсутствие четких закономерностей в полученных результатах. Можно полагать, что на результаты экспериментов влияют происходящие, например, при колебаниях ядер атомов, эффекты присоединения массы как проявление приведенного выше еще одного «принципа Паули». Возможно, как и в теории кумулятивной струи, где взаимодействие масс описывается на молекулярном уровне эмпирическими формулами [5], так и в других случаях взаимодействия масс газа и твердых тел необходимо использовать эмпирические методы решения проблемы.

Литература

- [1] Китайгородский А.И. Введение в физику. М.: Наука, 1973. 688 с.
- [2] Абрамович Г.Н. Прикладная газовая динамика. М.: Наука, 1969. 824 с.
- [3] Гельфер Я.М. Законы сохранения. М.: Наука, 1967. 264 с.
- [4] Паули В. Современные проблемы физико-химии. М., 1938. С. 23.
- [5] Селиванов В.В. Боеприпасы: в 2 т. Т. 1. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2016. 506 с.

Contradictions of Equations for the Quantity of Motion for Absolutely Inelastic Impact of Masses of Gas and Solids and Prospects of its Resolution

Kholmanova Marina Alexandrovna

marinakholmanova@gmail.com

PJSC UEC-Saturn

Experimental studies on the creation of thrust in propellers without mass ejection are relevant for space technology and are ongoing at the present time. The main problem is to explain this effect without violating the conservation laws, but in the theory and experiments on the inelastic interaction of the masses of gas and solids, there are contradictions with the conservation laws. In this paper, it is proposed to solve the problem taking into account the effect of mass addition, which increases the momentum not only on natural masses of gas and bodies, but also at the atomic-molecular level, as in the theory of a cumulative jet.

Keywords: conservation laws, added mass, pulsating process, cumulative jet

References

- [1] Kitaigorodskii A.I. Vvedenie v fiziku [Introduction to Physics]. Moscow, Nauka Publ., 1973, 688 p. (In Russ.).
- [2] Abramovich G.N. Prikladnaya gazovaya dinamika [Applied Gas Dynamics]. Moscow, Nauka Publ., 1969, 824 p. (In Russ.).
- [3] Gel'fer Ya.M. Zakony sokhraneniya [Conservation laws]. Moscow, Nauka Publ., 1967, 264 p. (In Russ.).
- [4] Pauli V. Sovremennye problemy fiziko-khimii [Modern problems of physical chemistry]. Moscow, 1938, p. 23. (In Russ.).
- [5] Selivanov V.V. Boepripyas [Ammunition]: in 2 vols. Vol. 1. Moscow, BMSTU Press, 2016, 506 p. (In Russ.).

УДК 621.039:629.785:620.9

Применение метода малых отклонений при создании замкнутых газотурбинных установок космического назначения

Цветков Андрей Георгиевич

A.G.Tsvetkov@kerc.msk.ru

АО ГНЦ «Центр Келдыша»

Рассмотрено применение метода малых отклонений для определения диапазона допустимых отклонений термозодинамических параметров космической замкнутой газотурбинной установки от номинальных значений при заданном диапазоне изменения вырабатываемой электрической мощности. Определены коэффициенты влияния термозодинамических параметров космической замкнутой газотурбинной установки на вырабатываемую электрическую мощность. Проведена оценка изменения полученных коэффициентов в зависимости от параметров расчетных режимов работы космической замкнутой газотурбинной установки. Рассмотрено применение данного метода для определения величины воздействия рабочих органов системы управления для поддержания вырабатываемой электрической мощности в заданном диапазоне.

Ключевые слова: космическая замкнутая газотурбинная установка метод малых отклонений, метод малых отклонений, термогазодинамические параметры, заданные и допустимые диапазоны изменения параметров, коэффициенты влияния, система управления

Применение космических ядерных энергетических установок является практически безальтернативным вариантом создания космических аппаратов мегаваттного уровня мощности [1–3].

Важной задачей обеспечения необходимой энерговооруженности космических аппаратов с замкнутыми газотурбинными установками (ЗГТУ) с ядерным источником тепловой энергии является поддержание значения генерируемой электрической мощности в диапазоне заданных допустимых отклонений.

Диапазон заданных допустимых отклонений генерируемой электрической мощности в свою очередь накладывает соответствующие ограничения на допустимый диапазон отклонений термогазодинамических параметров космической ЗГТУ от расчетных значений.

Диапазон допустимых отклонений вырабатываемой электрической мощности определяется только для установившихся режимов, так как для переходных или не установившихся режимов его определение не имеет смысла.

Поддержание значений вырабатываемой электрической мощности в заданном диапазоне значений и термогазодинамических параметров в диапазоне эксплуатационных значений (в диапазоне допустимых отклонений) является одной из задач системы управления ЗГТУ. При выходе одного или нескольких параметров за пределы диапазона допустимых значений система управления космической ЗГТУ в соответствии с заданными алгоритмами, используя соответствующие органы управления, должна возвращать термогазодинамические параметры космической ЗГТУ в область допустимых значений.

Оценку влияния термогазодинамических параметров космической ЗГТУ на величину вырабатываемой электрической мощности можно провести с помощью коэффициентов влияния методом малых отклонений [4]. Данная оценка (коэффициенты влияния) дает возможности определить величины воздействий рабочих органов космической ЗГТУ для поддержания вырабатываемой электрической мощности в заданном диапазоне отклонений.

В докладе представлены основные соотношения математической модели космической ЗГТУ. На основании данной математической модели методом малых отклонений получены коэффициенты влияния отклонений термогазодинамических параметров космической ЗГТУ от номинальных значений на уровень вырабатываемой мощности и определены их численные значения как для различных вариантов космической ЗГТУ, так и для различных режимов ее работы.

Необходимо отметить, что каждому расчетному режиму работы космической ЗГТУ соответствует свой набор численных значений коэффициентов влияния и, следовательно, свой диапазон допустимых отклонений газодинамических параметров.

Проведенные расчетные исследования коэффициентов влияния термогазодинамических параметров для различных вариантов космической ЗГТУ показали, что численные значения коэффициентов влияния существенно зависят от их начальных значений.

Полученная зависимость малых отклонений вырабатываемой мощности от изменения термогазодинамических параметров космической ЗГТУ позволяет применить ее не только для определения величины воздействия со стороны рабочих органов управления, но и при оптимизации параметров на стадии проектных расчетов.

В зависимости от применения данная зависимость может иметь разный вид в зависимости от принятых допущений. Показано, что для случая, когда рабочими органами управления ЗГТУ могут изменяться только величина температуры перед турбиной, давления перед компрессором данная зависимость существенно упрощается. В данной ситуации с использованием математической модели рабочего органа управления космической ЗГТУ и метода малых отклонений можно определить физическую величину воздействия этого органа управления, которая может уже быть использована непосредственно в алгоритме управления.

В качестве примера рабочего органа системы управления космической ЗГТУ рассмотрен клапан системы хранения и подачи рабочего тела. При открытии клапана происходит переток массы рабочего тела (РТ) в контур преобразования, что приводит к повышению давления перед компрессором. Метод малых отклонений позволяет оценить необходимое время работы запорного клапана в зависимости от величины перепада давления между системой хранения и подачи РТ и трактом контура преобразования энергии.

При использовании метода малых отклонений предполагается, что варьируемые параметры, влияющие на целевую функцию, не зависят друг от друга (не коррелируют между собой). На самом деле в замкнутом газодинамическом контуре взаимовлияние параметров существует, что приводит к необходимости уточнения коэффициентов влияния методами нелинейного математического моделирования и экспериментальной отработкой.

Коэффициенты влияния, полученные с помощью метода малых отклонений, уточненные методами нелинейного математического моделирования и экспериментальной отработки, позволяют построить алгоритмы управления для ЗГТУ, работающих в режиме реального времени с учетом инерционности датчиков управления, что особенно важно для быстроменяющихся процессов.

Литература

- [1] Mason L.S. Schreiber J.G. A History review of Brayton and Stirling power conversation technologies for space applications // NASA/TM-2007-214976. November 2007. Paper 2034.
- [2] Акимов В.Н., Коротеев А.А., Коротеев А.С. Ядерная космическая энергетика: вчера, сегодня, завтра // Известия РАН. Сер. Энергетика. 2012. № 1. С. 3–11.
- [3] Коротеев А.С., Ошев Ю.А., Попов С.А., Каревский А.В., Солодухин А.Е., Захаренков Л.Э., Семенкин А.В. Ядерная энергодвигательная установка космического аппарата // Известия РАН. Сер. Энергетика. 2015. № 5. С. 45–59.
- [4] Черкез А.Я. Инженерные расчеты газотурбинных двигателей методом малых отклонений. М.: Машиностроение, 1965. 354 с.

Method of Small Deviations Application for Space Closed Gas Turbine Units

Tsvetkov Andrey Georgievich
JSC "Keldysh Research Center"

A.G.Tsvetkov@kerc.msk.ru

Method of small deviations application is considered to determine the range of permissible deviations of the thermogasdynamic parameters of a space closed gas turbine unit (CGTU) from the nominal values for a given range of variation of the generated electric power. The coefficients of the influence of the thermogasdynamic parameters of the space CGTU on the generated electric

power have been determined. An assessment of the change in the obtained coefficients is carried out depending on the parameters of the design operating modes of the space CSTU. Application of this method for determining the magnitude of the impact of the operating elements of the control system to maintain the generated electric power in a given range is considered.

Keywords: Space closed gas turbine unit, method of small deviations, hermogasdynamics parameters, specified and permissible ranges of parameter variation, influence coefficients, control system, operating elements of the control system

References

- [1] Mason L.S. Schreiber J.G. A History review of Brayton and Stirling power conversation technologies for space applications. NASA/TM–2007-214976, november 2007, paper 2034.
- [2] Akimov V.N., Koroteev A.A., Koroteev A.S. Yadernaya kosmicheskaya energetika: vchera, segodnya, zavtra [Nuclear space power engineering: yesterday, today, tomorrow]. Izvestiya RAN. Ser. Energetika [News of the Russian Academy of Sciences. Energy], 2012, no. 1, pp. 3–11. (In Russ.).
- [3] Koroteev A.S., Oshev Yu.A., Popov S.A., Karevskii A.V., Solodukhin A.E., Zakharenkov L.E., Semenkin A.V. Yadernaya energodvigatel'naya ustanovka kosmicheskogo apparata [Nuclear power propulsion system of the spacecraft]. Izvestiya RAN. Ser. Energetika [News of the Russian Academy of Sciences. Energy], 2015, no. 5, pp. 45–59. (In Russ.).
- [4] Cherkez A.Ya. Inzhenernye raschety gazoturbinykh dvigatelei metodom malykh otklonenii [Engineering calculations of gas turbine engines by the method of small deviations]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1965, 354 p.

УДК 621.384.4

Исследование испарения фторопласта излучением различного спектрального состава

Чебыкин Евгений Олегович
МГТУ им. Н.Э. Баумана

chebyykineo@student.bmstu.ru

Телех Виктор Дмитриевич
МГТУ им. Н.Э. Баумана

telekh@bmstu.ru

Подлосинская Анастасия Петровна
МГТУ им. Н.Э. Баумана

mamsy0765@mail.ru

Федорова Дарья Константиновна
МГТУ им. Н.Э. Баумана

fedorovadk@student.bmstu.ru

Рассмотрен метод двухэкспозиционной лазерной голографической интерферометрии. Показано радиационно-газодинамическое взаимодействие мощных потоков ультрафиолетового и вакуумного ультрафиолетового излучения с поверхностью фторопласта. Широкополосное ультрафиолетовое и вакуумное ультрафиолетовое излучение генерировалось плазмодинамическим излучающим разрядом магнитоплазменного компрессора эрозионного типа в газе (Ar, Ne, смесь Ar с 5% воздуха) с электродами коаксиально-торцевой геометрии и аблирующей фторопластовой плазмообразующей втулкой. Экспериментально показано влияние интенсивности излучения, его спектрального состава на характер испарения.

Ключевые слова: абляция диэлектрика, плазменный источник излучения, ультрафиолетовое излучение, взаимодействие излучения с веществом

В последнее время наблюдается неуклонный рост числа запускаемых космических аппаратов формата CubeSat. Такие спутники являются сравнительно недорогими в производстве и запуске, а оснащение их подходящими двигательными установками позволит значительно расширить число задач, решаемых такими спутниками. Актуальность этой темы подтверждена значительным ростом числа публикаций по проблеме создания микродвигательных установок [1]. В качестве основы таких двигательных установок перспективными к применению являются импульсные плазменные двигатели, например, абляционный импульсный плазменный двигатель (АИПД) [2]. Для оптимизации процессов в его работе необходимы исследования влияния мощного излучения на рабочее тело.

Известно, что в АИПД тяга создается, когда поверхность полимерного рабочего тела испаряется и ускоряется пондеромоторной силой, возникающей при импульсной подаче электроэнергии. Энергия излучения (в основном – в УФ и видимом диапазонах) от плазменного образования передается твердому рабочему телу, что и приводит к его нагреву и последующему испарению.

Даже после многолетнего исследования вопроса абляции полимеров механизм испарения до сих пор остается не до конца исследованным [3]. В связи с этим задача экспериментального исследования испарения полимеров под действием широкополосного излучения становится еще более актуальной.

В работе представлены результаты экспериментального исследования испарения фторопласта $(C_2F_4)_n$ (наиболее распространенного рабочего тела АИПД) и исследование параметров плазмы, образующейся при облучении фторопластового образца мощным широкополосным излучением различного спектрального состава (в том числе вакуумный УФ диапазон).

Источником излучения являлся разряд магнитоплазменного компрессора (МПК) эрозионного типа [4], имитирующего разряд АИПД. Такие разряды характеризуются высокими спектрально-яркостными характеристиками излучения в УФ области спектра и имеют протяженное тело свечения. Диагностика процессов испарения проводилась по методу двулучевой лазерной голографической интерферометрии [4].

Эксперимент проводился в трех средах: неон (давление 400 Торр), аргон (давление 200 Торр), смесь аргона и воздуха (парциальное давление аргона 200 Торр, воздуха — 20 Торр). Фоновый газ определяет максимальную энергию квантов излучения МПК-разряда, попадающих на поверхность образца. В неоне и аргоне энергия квантов ограничивается потенциалами их ионизации (в неоне не более 21 эВ, длина волны не менее 60 нм, в аргоне не более 15 эВ, длина волны не менее 80 нм). При наличии воздуха максимальная энергия квантов определяется линиями Шумана-Рунге и не превышает 6 эВ, что соответствует длине волны 200 нм. Таким образом, излучение от разряда в неоне и аргоне сосредоточено в вакуумной области УФ, а при разряде в присутствии воздуха — в видимом и ближнем УФ диапазоне. Энерговклад в разряд был примерно одинаковым для всех сред и составлял 3,5 кДж.

Исследуемый образец фторопласта 15 x 50 мм и толщиной 10 мм устанавливался в ближней зоне разряда длинной стороной вдоль оси разряда. Таким образом на ближний край образца приходило примерно в 2–2,5 раза больше энергии излучения, чем на дальний.

Обработка интерферограмм позволяет определить параметры ударно-сжатого газа и плазмы паров фторопласта.

Излучение разряда нагревает, испаряет и ионизует пары образца, которые, расширяясь, реализуют режим «плазменного поршня», сжимая слой фонового газа над

поверхностью образца. Движение контактной границы «плазма — ударно-сжатый газ» происходит со скоростями, сравнимыми с местными скоростями звука. По положению фронта ударной волны и контактной границы можно определить давление плазмы и степень сжатия фонового газа над парами.

Полученные результаты обсуждаются.

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] O'Reilly D., Herdrich G., Kavanagh D.F. Electric Propulsion Methods for Small Satellites: A Review // Aerospace. 2021, Vol. 8 (22). DOI: <https://doi.org/10.3390/aerospace8010022>
- [2] Popov G.A., Antropov N.N. Ablative PPT. New quality, new perspectives // Acta Astronautica. 2006. Vol. 59. Pp. 175–180. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2006.02.009>
- [3] Lippert T. Interaction of Photons with Polymers: From Surface Modification to Ablation // Plasma Processes Polym. 2005. Vol. 2 Pp. 525–546. DOI: <https://doi.org/10.1002/ppap.200500036>
- [4] Pavlov A.V., Protasov Yu.Yu., Telekh V.D., Shchepanuk T.S. Laser holographic interferometry of short ultraviolet radiation with high power density interaction with condensed matter // Scientific Visualization. 2019. Vol. 11 (3). Pp. 111–125. DOI: 10.26583/sv.11.3.10

Study of Fluoroplastic Evaporation by Radiation of Different Spectral Composition

Chebykin Evgenii Olegovich

chebykineo@student.bmstu.ru

BMSTU

Telekh Victor Dmitrievich

telekh@bmstu.ru

BMSTU

Podlosinskaya Anastasia Petrovna

mamsy0765@mail.ru

BMSTU

Fedorova Daria Konstantinovna

fedorovadk@student.bmstu.ru

BMSTU

The radiation-gas-dynamic interaction of powerful fluxes of UV and VUV radiation with the surface of fluoroplastic was studied by the method of double-exposure laser holographic interferometry. Broadband UV and VUV radiation was generated by plasmodynamic radiating discharge of magnetoplasmic compressor of erosive type in gas (Ar, Ne, Ar mixture with 5% of air) with coaxial-torsion geometry electrodes and ablative fluoroplastic plasma-forming sleeve. The influence of radiation intensity, its spectral composition on the character of evaporation was experimentally shown.

Keywords: dielectric ablation, plasma radiation source, ultraviolet radiation, interaction of radiation with the surface

This work was performed using research facilities cluster “Beam-M” of Bauman Moscow State Technical University following the government task by the Russian Ministry of Education and Science (0705-2020-0046).

References

- [1] O'Reilly D., Herdrich G., Kavanagh D.F. Electric Methods for Small Satellites: A Review. Aerospace, 2021, vol. 8 (22). DOI: <https://doi.org/10.3390/aerospace8010022>
- [2] Popov G.A., Antropov N.N. Ablative PPT. New quality, new perspectives. Acta Astronautica, 2006, vol. 59, pp. 175–180. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2006.02.009>
- [3] Lippert T. Interaction of Photons with Polymers: From Surface Modification to Ablation. Plasma Processes Polym., 2005, vol. 2, pp. 525–546. DOI: <https://doi.org/10.1002/ppap.200500036>
- [4] Pavlov A.V., Protasov Yu.Yu., Telekh V.D., Shchepanuk T.S. Laser holographic interferometry of short ultraviolet radiation with high power density interaction with condensed matter. Scientific Visualization, 2019, vol. 11 (3), pp. 111–125. DOI: 10.26583/sv.11.3.10

УДК 621.383

Оценка эффективности просветления многокаскадного фотоэлектрического преобразователя на начало и конец срока активного существования

Чуянова Елена Сергеевна

chuyanova-lena@mail.ru

АО «НПП «Квант», НИТУ «МИСиС»

Генали Марина Александровна

marinagenali@gmail.com

АО «НПП «Квант»

Рябцева Мария Владимировна

Sineva1901@gmail.com

АО «НПП «Квант», НИТУ «МИСиС»

Лебедев Андрей Александрович

tovarisch-aal@mail.ru

АО «НПП «Квант», НИТУ «МИСиС»

Вагапова Наргиза Тухтамышевна

vagapova_nt@mnsk.npp-kvant.ru

АО «НПП «Квант», НИТУ «МИСиС», РТУ «МИРЭА»

Проведены расчеты по оценке мощности фотоэлектрического преобразователя на основе InGaP/InGaAs/Ge с просветлением на длинах волн 500, 600, 700 нм. Расчеты проводились на основе спектров внешнего квантового выхода фотоотклика фотоэлектрического преобразователя, подвергшихся облучению электронами с энергией 1 МэВ и флюенсом 10^{15} см^{-2} . Установлено, что наибольшая деградация по мощности наблюдается у фотоэлектрического преобразователя с просветлением на 500 нм (примерно 4%), наименьшая — на 600 и 700 нм (примерно по 1,5%). Также установлено, что ФЭП с просветлением на 600 нм на начало и конец срока активного существования обладает наибольшей мощностью.

Ключевые слова: фотоэлектрический преобразователь, просветление, антиотражающее покрытие, деградация, вольт-амперная характеристика, внешний квантовый выход фотоотклика, срок активного существования

В настоящее время в космической отрасли наиболее эффективными и востребованными считаются многокаскадные фотоэлектрические преобразователи (ФЭП) на основе материалов $A^{III}B^V$. Для достижения высокого значения коэффициента полезного действия ФЭП просветляют — налицевую поверхность ФЭП наносят антиотражающее покрытие (АОП). АОП — тонкая диэлектрическая пленка (пленки), которая

уменьшает отражение от поверхности ФЭП за счет интерференционных эффектов. Данные эффекты достигаются, если оптическая толщина АОП кратна четверти длины волны, на которой необходимо иметь наименьшее отражение. Показатель преломления АОП должен быть среднегеометрическим показателем преломления окружающей среды и полупроводниковой структуры.

Как известно, у многокаскадных ФЭП ток короткого замыкания определяется минимальным фототоком каскадов, поскольку они соединены последовательно. В начале срока активного существования (САС) ток ФЭП ограничивается током верхнего каскада на основе InGaP, тогда как в конце САС — током среднего каскада на основе InGaAs [1]. Таким образом, актуальным становится установление диапазона длин волн, на котором целесообразно просветлять ФЭП для его наиболее эффективной работы в составе солнечной батареи космического аппарата в течение всего САС.

Для проведения сравнительных расчетов мощности выбрано просветление на длинах волн 500, 600 и 700 нм, так как на длинах волн 500 и 700 нм наиболее эффективно работают верхний и средний каскады соответственно, а, по литературным данным, большинство ФЭП просветляют на 600 нм.

Расчеты проводились по описанной в работе [2] методике, базирующейся на том, что спектр внешнего квантового выхода фотоотклика (ВКВФ) в первом приближении отображает оптические потери (значения обратно пропорциональны значениям спектра отражения). Следовательно, плотность фототока и, соответственно, ток короткого замыкания вычисляются на основе спектров ВКВФ и распределения плотности потока солнечного излучения АМ0.

Для оценки эффективности просветления на конец САС были использованы спектры ВКВФ, полученные в работах [3, 4], где облучение ФЭП на основе InGaP/InGaAs/Ge проводилось электронами с энергией 1 МэВ и флюенсом 10^{15} см^{-2} . Согласно методам JPL и NRL, широко применяемым для прогнозирования радиационной стойкости ФЭП, деградация по мощности на конец САС (15 лет) для геостационарной орбиты будет такой же, как при облучении электронами с указанными энергией и флюенсом.

Расчеты спектров отражения ФЭП проводились в программе Optilayer. В качестве АОП была использована двухслойная композиция $\text{Al}_2\text{O}_3/\text{TiO}_2$. Следует отметить, что при проведении расчетов учтено влияние на общее отражение от ФЭП наличия контактной гребенки на его фотовосприимчивой поверхности, а также присутствия брэгговского отражателя в составе полупроводниковой структуры. Рассчитанный коэффициент отражения на выбранных длинах волн (500, 600, 700 нм) составил примерно 0,1 %.

На основе полученных спектров отражения и ВКВФ были смоделированы вольт-амперные характеристики, а также рассчитаны основные электрические параметры ФЭП площадью 27 см^2 и фототоки каждого каскада.

Результаты расчета оптимальной мощности ФЭП с просветлением до и после облучения электронами с флюенсом 10^{15} см^{-2} составляют:

- для просветления на 500 нм: 1113 и 1067 мВт;
- для просветления на 600 нм: 1122 и 1096 мВт;
- для просветления на 700 нм: 1063 и 1038 мВт соответственно.

Фототоки верхнего и среднего каскадов ФЭП до и после облучения следующие:

- для ФЭП с просветлением на 500 нм:
 - 1) до облучения: 17,9 и 17,7 мА/см^2 ;
 - 2) после облучения: 17,5 и 17,0 мА/см^2 ;

- для ФЭП с просветлением на 600 нм:

- 1) до облучения: 17,8 и 19,5 мА/см²;

- 2) после облучения: 17,4 и 18,6 мА/см²;

- для ФЭП с просветлением на 700 нм:

- 1) до облучения: 16,9 и 19,5 мА/см²;

- 2) после облучения: 16,5 и 18,7 мА/см² соответственно.

Видно, что наибольшей деградацией по мощности подвергся ФЭП с просветлением на 500 нм (4 %). В то время как ФЭП с просветлением на 600 и 700 нм имеют примерно одинаковую степень деградации (1,5 %). Это связано с тем, что ток ФЭП с просветлением на 500 нм в отличие от других, рассмотренных в данной работе, после облучения ограничивался током среднего каскада, у которого деградация существеннее, чем у верхнего.

Несмотря на одинаковую степень деградации ФЭП с просветлением на 600 и 700 нм, первый из них демонстрирует большее значение мощности на начало и конец САС.

Таким образом, показано, что, для получения большей мощности и меньшей деградации ФЭП необходимо определить такую длину волны просветления, на которой фототок верхнего каскада был бы меньше фототока среднего каскада в конце САС и имел максимально возможное значение. Следовательно, просветлять ФЭП целесообразнее на длине волны, находящейся в спектральном диапазоне 500...600 нм.

В настоящее время ведутся трудоемкие работы по получению более точного значения волны просветления.

Литература

- [1] Walker D., Nocerino J., Yue Yu. et al. Subcell light current-voltage characterization of irradiated multijunction solar cell // E3S Web of Conferences. 2017. DOI: 10.1051/e3sconf/20171602005
- [2] Чуянова Е.С., Рябцева М.В., Генали М.А. Моделирование вольт-амперных характеристик трех-переходных фотоэлектрических преобразователей космического назначения с различными антиотражающими покрытиями // Тез. докл. XXII Науч.-техн. конф. ученых и специалистов, посв. 60-летию полета Ю.А. Гагарина, 75-летию ракетно-космической отрасли и основания ПАО «РКК «Энергия». Королев, 2021. С. 298–300.
- [3] Li J., Aierken A., Liu Y. et al. A brief review of high efficiency III–V solar cells for space application // Frontiers in Physics. 2021. Corpus ID 231733954. DOI: 10.3389/fphy.2020.631925
- [4] Kellenbenz R., Hoheisel R., Kailuweit P. et al. Development of radiation hard Ga0.50In0.50P/Ga0.99In0.01As/Ge space solar cells with multi quantum wells // IEEE Xplore. 2010. DOI: 10.1109/PVSC.2010.5614525

Estimation of Multi-Junction Solar Cell's Antireflection Coating Efficiency at the Beginning-of-Life and the End-of-Life

Chuyanova Elena Sergeevna

chuyanova-lena@mail.ru

JSC "Scientific and Production Enterprise "Kvant", NUST MISIS

Genali Marina Alexandrovna

marinagenali@gmail.com

JSC "Scientific and Production Enterprise "Kvant"

Ryabtseva Maria Vladimirovna

Sineva1901@gmail.com

JSC "Scientific and Production Enterprise "Kvant", NUST MISIS

Lebedev Andrey Alexandrovich

tovarisch-aal@mail.ru

JSC "Scientific and Production Enterprise "Kvant", NUST MISIS

Vagapova Nargiza Tykhtamyshevna

vagapova_nt@msk.npp-kvant.ru

JSC "Scientific and Production Enterprise "Kvant", NUST MISIS,
MIREA – Russian Technological University

We estimated the power of an InGaP / InGaAs / Ge solar cell with antireflection coating calculated at 500, 600, 700 nm wavelengths. The calculations were based on the spectra of the external quantum efficiency of solar cells irradiated with 1 MeV electrons with 10^{15} cm^{-2} fluence. We found out that the greatest degradation in power was for solar cells with antireflection coating calculated at 500 nm (about 4 %), the lowest one was at 600 and 700 nm (about 1.5 % each). We also found out that the solar cell with antireflection coating calculated at 600 nm had the highest power at the beginning-of-life and the end-of-life.

Keywords: multi-junction solar cell, antireflection coating, degradation, current-voltage curve, external quantum efficiency, operational life

References

- [1] Walker D., Nocerino J., Yue Yu. et al. Subcell light current-voltage characterization of irradiated multijunction solar cell. E3S Web of Conferences, 2017. DOI: 10.1051/e3sconf/20171602005
- [2] Chuyanova E.S., Ryabtseva M.V., Genali M.A. Modelirovanie vol't-ampernykh kharakteristik trekhperekhodnykh fotoelektricheskikh preobrazovatelei kosmicheskogo naznacheniya s razlichnymi antiotrazhayushchimi pokrytiyami [Modeling of the volt-ampere characteristics of three transient photovoltaic converters for space purposes with various anti-reflective coatings]. Tez. dokl. XXII Nauch.-tekhn. konf. uchenykh i spetsialistov, posv. 60-letiyu poleta Yu.A. Gagarina, 75-letiyu raketno-kosmicheskoi otrasli i osnovaniya PAO "RKK "Energiya" [Abstracts of reports XXII Sci.-tech. conf. of scientists and specialists dedicated to the 60th anniversary of Yuri Gagarin's flight, the 75th anniversary of the rocket and space industry and the founding of PJSC RSC Ener-gia]. Korolev, 2021, pp. 298–300. (In Russ.).
- [3] Li J., Aierken A., Liu Y. et al. A brief review of high efficiency III–V solar cells for space application. Frontiers in Physics, 2021. Corpus ID 231733954. DOI: 10.3389/fphy.2020.631925
- [4] Kellenbenz R., Hoheisel R., Kailuweit P. et al. Development of radiation hard Ga_{0.50}In_{0.50}P/Ga_{0.99}In_{0.01}As/Ge space solar cells with multi quantum wells. IEEE Xplore, 2010. DOI: 10.1109/PVSC.2010.5614525

УДК 629.783

Исследование тяговых характеристик двигателя с анодным слоем при его работе на криптоне, криптон-ксеноновой смеси и ксеноне

Шилов Сергей Олегович

serega.shilov@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Воробьев Евгений Валентинович

evv@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Ивахненко Сергей Геннадьевич

ivakhnenko@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Синопальников Данила Константинович

sinopalnikovdk@student.bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Представлены результаты исследований тяговых характеристик двигателя с анодным слоем и особенностей его работы на криптоне, ксенон-криптоновой смеси и ксеноне. В процессе испытаний определялось влияние расхода рабочего тела и напряжения разряда на тяговую эффективность при различной глубине разрядной камеры. Рассматривались пять значений глубин ускорительного канала. В процессе испытаний осуществлялось измерение вольтамперных характеристик в диапазоне напряжений от 200 до 400 В и анодного расхода рабочего тела от 1,5 до 3,5 мг/с.

Ключевые слова: *электроракетный двигатель, двигатель с анодным слоем, тяга, удельный импульс, тяговый КПД, альтернативное рабочее вещество, криптон, ксенон, смесь криптона и ксенона*

На сегодняшний день двигатели с замкнутым дрейфом электронов (ДЗДЭ) успешно применяются для управления движением большого количества космических аппаратов (КА) различных классов и назначений [1]. В последние годы гигантскими темпами растет применение малых космических аппаратов (МКА) массой от нескольких десятков до нескольких сотен килограмм [2]. Также на различных этапах готовности находятся такие проекты как Starlink (США), OneWeb (ЕС) и «Сфера» (Россия) с проектными темпами запусков от нескольких сотен до нескольких тысяч КА в год [3–5]. Обеспечение столь большого количества спутников традиционным рабочим веществом таких двигателей — ксеноном — невозможно ввиду его малого содержания в земной атмосфере и небольших объемов производства. Решением сложившейся проблемы является переход на более распространенные альтернативные рабочие вещества, наиболее перспективным из которых является криптон. Близость характеристик двух газов позволяет использовать многие конструктивные решения, уже отработанные на ксеноне. Но для обеспечения высокой эффективности работы и ресурса двигателей на криптоне необходимо существенно оптимизировать их конструкцию и особенно геометрию ускорительного канала [5, 6].

В ряде работ на легких РТ было показано, что небольшая добавка ксенона к аргону, азоту, воздушной смеси или криптону существенно снижает уровень разрядных токов, угол расходимости ионного пучка, уменьшает теплонапряженность разрядной камеры и повышает объемную скорость ионизации [7, 8]. Это говорит о возможности повышения тяговых и удельных характеристик ДЗДЭ, работающего на криптоне благодаря небольшой добавке ксенона.

Поэтому в данной работе было исследовано влияние 5 % добавки ксенона к криптону на разрядные и тяговые характеристики двигателя с анодным слоем (ДАС) при различных глубинах ускорительного канала. Испытания были проведены на стенде МГТУ им. Н.Э. Баумана ЭРД-4,5 [9]. Исследовалась работа экспериментальной модели одноступенчатого ДАС со средним диаметром ускорительного канала 38 мм. Испытания были проведены на чистом криптоне и ксеноне, а также промышленном концентрате криптон-ксеноновой смеси следующего состава: Kr — 94,236 %; Xe — 5,4 %; H₂ — 0,21 %; Ne — 0,003 %; N₂ — 0,11 %; O₂ — 0,003 %; CF₄ — 0,002 %; N₂O — 0,013 %. В процессе испытаний производилось измерение разрядных и тяговых характеристик в диапазоне расходов РТ от 1,5 до 3,5 мг/с при глубинах ускорительного канала 3; 4,5; 5; 6 мм.

По результатам экспериментальных исследований было установлено, что характер работы двигателя на криптон-ксеноновой смеси (величина магнитных полей, температурный режим и границы устойчивой работы) схож с работой на криптоне. Уровень разрядных токов при работе на смеси на 5...10 % ниже, а тяга в большинстве режимов была выше на 1...2 мН. В результате чего тяговая эффективность на смеси более чем на 5 % превышает значения тяговой эффективности чем при работе на чистом криптоне. Было установлено, что наиболее высокая эффективность двигателя при работе на криптоне и криптон-ксеноновой смеси достигается при одинаковой глубине ускорительного канала, равной 4,5 мм. При такой глубине достигались стабильная работа ДАС, наименьшая цена тяги и наилучшая тяговая эффективность.

Литература

- [1] Kim V.P., Semenkin A.V., Khartov S.A. Constructive and physical features of engines with closed electron drift. Moscow: MAI Publ, 2016. 160 p.
- [2] Levchenko I., Keidar M., Cantrell J., Wu Y.L., Kuninaka H., Bazaka K., Xu S. Explore space using swarms of tiny satellites // *Nature*. 2018. Vol. 562 (7726). Pp. 185–187. DOI: 10.1038/d41586-018-06957-2
- [3] Del Portillo I., Cameron B., Crawley E. A technical comparison of three low earth orbit satellite constellation systems to provide global broadband // *Acta Astronautica*. 2019. Vol. 159. DOI: 10.1016/j.actaastro.2019.03.040
- [4] Henri Y. The OneWeb satellite system // *Handbook of Small Satellites*. 2020. Pp. 1–10. DOI: 10.1007/978-3-030-20707-6_67-1
- [5] Sphere program. Available at: <https://www.roscosmos.ru/29535/> (accessed November 30, 2021).
- [6] Duhopelnikov D.V., Shilov S.O., Alekseev D.K. Comparison of the Characteristics of the laboratory model of a anode layer thruster operating with Krypton and Xenon // *AIP Conference Proceedings*. XLIV Academic Space Conference. 2020. Vol. 2318. DOI: 10.1063/5.0036334
- [7] Semenkin A.V. et. al. Study of anode layer thruster operation with gas mixtures // *IEPC 95–78. Proceedings of 24th IEPC*. Moscow, 1995.
- [8] Kim V., Popov G., Kozlov V., Skrylnikov A., Grdlichko D. Investigation of SPT performance and particularities of its operation with Krypton and Xenon mixtures // *Proceedings of the 27th International Electric Propulsion Conference*. Oct. 2001. Paper 2001–065.
- [9] Manegin D.S., Plotnikova O.P., Riazanov V.A. Electric vacuum test facility for low-power electric thrusters // *XLV Academic Space Conference: Book of Abstracts*. 2021. Pp. 309–312.

Thrust Characteristics Investigation of Thruster with Anode Layer Operating with Krypton, Krypton-Xenon Mixture, and Xenon

Shilov Sergey Olegovich

serega.shilov@mail.ru

BMSTU

Vorob'ev Evgeny Valentinovich

evv@bmstu.ru

BMSTU

Ivakhnenko Sergey Gennadievich

ivakhnenko@bmstu.ru

BMSTU

Sinopalnikov Danila Konstantinovich

sinopalnikovdk@student.bmstu.ru

BMSTU

The report presents the results of the thrust characteristics investigation of a thruster with anode layer and the features of its operation with krypton, xenon-krypton mixture, and xenon. During the tests the influence of the propellant flow rate and the discharge voltage on the thrust efficiency at different discharge chamber depths was studied. Five values of the acceleration channel depth were considered. During the tests the current-voltage characteristics were measured for the voltage range from 200 to 400 V and the propellant anode flow rate from 1.5 to 3.5 mg/s.

Keywords: *electric propulsion, hall thruster, anode layer thruster, thrust, specific impulse, thrust efficiency, alternative propellant, krypton, xenon, krypton-xenon mixture*

References

- [1] Kim V.P., Semenkin A.V., Khartov S.A. Constructive and physical features of engines with closed electron drift. Moscow, MAI Publ, 2016, 160 p.
- [2] Levchenko I., Keidar M., Cantrell J., Wu Y.L., Kuninaka H., Bazaka K., Xu S. Explore space using swarms of tiny satellites. *Nature*, 2018, vol. 562 (7726), pp. 185–187. DOI: 10.1038/d41586-018-06957-2
- [3] Del Portillo I., Cameron B., Crawley E. A technical comparison of three low earth orbit satellite constellation systems to provide global broadband. *Acta Astronautica*, 2019, vol. 159. DOI: 10.1016/j.actaastro.2019.03.040
- [4] Henri Y. The OneWeb satellite system. *Handbook of Small Satellites*, 2020, pp. 1–10. DOI: 10.1007/978-3-030-20707-6_67-1
- [5] Sphere program. Available at: <https://www.roscosmos.ru/29535/> (accessed November 30, 2021).
- [6] Duhopelnikov D.V., Shilov S.O., Alekseev D.K. Comparison of the Characteristics of the laboratory model of a anode layer thruster operating with Krypton and Xenon. *AIP Conference Proceedings. XLIV Academic Space Conference*, 2020, vol. 2318. DOI: 10.1063/5.0036334
- [7] Semenkin A.V. et. al. Study of anode layer thruster operation with gas mixtures. *IEPC 95–78. Proceedings of 24th IEPC*. Moscow, 1995.
- [8] Kim V., Popov G., Kozlov V., Skrylnikov A., Grdlichko D. Investigation of SPT performance and particularities of its operation with Krypton and Xenon mixtures. *Proceedings of the 27th International Electric Propulsion Conference*, Oct. 2001, paper 2001–065.
- [9] Manegin D.S., Plotnikova O.P., Riazanov V.A. Electric vacuum test facility for low-power electric thrusters. *XLV Academic Space Conference: Book of Abstracts*, 2021, pp. 309–312.

УДК 629.783

Влияние глубины ускорительного канала на энергетический спектр ионов в пучке двигателя с анодным слоем при работе на криптоне, ксеноне и их смеси

Шилов Сергей Олегович

serega.shilov@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Воробьев Евгений Валентинович

evv@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Плотникова Ольга Петровна

plotnikovaolgap97@gmail.com

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Ивахненко Сергей Геннадьевич

ivakhnenko@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Представлены результаты исследования энергетического спектра ионного пучка двигателя с анодным слоем при различных глубинах ускорительного канала. Рассмотрено изменение распределения ионов по энергиям в результате перехода с ксенона на криптон. Измерения проведены при помощи многосеточного электростатического анализатора при работе двигателя с анодным слоем на криптоне, промышленном концентрате ксенон-криптоновой смеси и ксеноне.

Ключевые слова: *электроракетный двигатель, двигатель с анодным слоем, зондовые измерения, тормозные характеристики, альтернативное рабочее вещество, криптон, смесь криптона и ксенона*

Сейчас на космических аппаратах (КА) различных классов и назначений активно применяются двигатели с замкнутым дрейфом электронов, разновидностью которых являются двигатели с анодным слоем (ДАС) и стационарные плазменные двигатели (СПД). Подобные двигатели, работающие на ксеноне, успешно выполняют задачи коррекции орбиты спутника или довыведения КА на необходимую околоземную орбиту [1]. В то же время с появлением крупных орбитальных группировок КА, таких как OneWeb, StarLink, «Сфера» [2–4], спрос на электроракетные двигательные установки резко возрос, что привело к необходимости поиска путей обеспечения запуска такого большого количества КА. Одним из таких путей является применение вместо ксенона более дешевых и распространенных альтернативных рабочих веществ, наиболее перспективным из которых является криптон. Близость характеристик двух газов позволяет использовать многие конструктивные решения, уже отработанные на ксеноне. Однако для обеспечения высокой эффективности работы и ресурса двигателей на криптоне необходимо существенно оптимизировать их конструкцию и в особенности геометрию ускорительного канала [5–6].

В ряде работ [7–8] было показано, что повышение эффективности работы двигателя возможно за счет добавления в рабочее вещество небольшой добавки хорошо ионизирующегося газа. Небольшая добавка ксенона к аргону, азоту, воздушной смеси, а также к криптому позволила существенно снизить уровень разрядных токов, угол расходимости ионного пучка, теплонапряженность разрядной камеры, а также повысить объемную скорость ионизации. Это говорит о возможности повышения тяговых и удельных характеристик ДЗДЭ, работающего на криптоне, за счет небольшой добавки ксенона.

Поэтому в данной работе исследовалось влияние небольшой добавки ксенона к криптону на энергетический спектр ионов в двигателе с анодным слоем. Было рассмотрено три рабочих тела: чистые криптон и ксенон, а также промышленный криптон-ксеноновой концентрат (Kr — 94,236 %; Xe — 5,4 %; H₂ — 0,21 %; Ne — 0,003 %; N₂ — 0,11 %; O₂ — 0,003 %; CF₄ — 0,002 %; N₂O — 0,013 %), являющийся полуфабрикатом при производстве названных газов. Испытания проводились на экспериментальной модели одноступенчатого ДАС, разработки МГТУ им. Н.Э. Баумана. Средний диаметр ускорительного канала двигателя составляет 38 мм. Конструкция экспериментальной модели ДАС позволяет изменять глубину канала в диапазоне от 2,5 до 8 мм. Двигатель проходил испытания совместно с лабораторной моделью газоразрядного катода-нейтрализатора.

Измерение функции распределения ионов по энергиям в пучке ДАС были проведены на стенде ЭРД-4.5 с горизонтально расположенной цилиндрической вакуумной камерой диаметром 1,6 м, длиной 2,4 м и полным объемом 4,5 м³ с помощью электростатического энергоанализатора [9]. Зонд состоит из четырех последовательных сетчатых электродов, коллектора и внешней апертуры, повышающей пространственное разрешение зонда. Первая сетка выполняла роль электростатического экрана, отделяющего внутренний объем зонда, от окружающего потенциала плазмы. Вторая сетка отсекала электроны из струи двигателя. Третья сетка являлась анализирующей, на нее подавалось управляющее напряжение (до 630 В). Четвертая сетка, антидина-тронная, находилась под небольшим отрицательным потенциалом и предотвращала вторичную ион-электронную эмиссию с коллектора. Ионы, прошедшие через замедляющую сетку, собираются заземленным коллектором.

При испытаниях зонд размещался соосно с двигателем на расстоянии 585 мм. Измерения производились при нескольких глубинах ускорительного канала, в диапазоне расходов РВ от 1,5 до 3,5 мг/с. Во всех экспериментах напряжение разряда составляло 300 В. По полученным тормозным характеристикам были вычислены функции распределения ионов по энергиям и средние энергии ионов в пучке.

Анализ полученных функций распределения ионов по энергиям показывает, что большая часть ионов имеет близкую к разрядному напряжению энергию (основной пик ФРИЭ). Однако существует группа медленных ионов, образовавшихся из однозарядных ионов пучка в результате резонансной перезарядки, а также группа быстрых ионов с энергиями, превосходящими разрядное напряжение. Подобные быстрые ионы являются следствием неполной перезарядки многозарядных ионов. Увеличение расхода приводит к уширению основного пика ФРИЭ для всех рабочих веществ. Причем для всех исследованных конфигураций ускорительного канала при работе на криптоне и криптон-ксеноновой смеси наблюдалось более значительное уширение основного пика, чем на ксеноне. Отсюда можно сделать вывод о том, что при работе на криптоне и смеси область ионизации шире, чем для ксенона. На ксеноне во всех конфигурациях были зарегистрированы ионы с энергиями вплоть до 500 эВ с дополнительным небольшим пиком в районе 440 эВ. Тогда как на криптоне наблюдается ступенчатое уширение основного пика до 400 эВ. При переходе с чистого криптона на криптон-ксеноновую смесь характер ФРИЭ не изменяется, однако возрастает средняя энергия ионов в пучке. Также было установлено, что увеличение глубины ускорительного канала с 3 до 5 мм приводит к заметному возрастанию средней энергии ионов при работе на криптоне и криптон-ксеноновой смеси, тогда как на ксеноне изменение глубины УК не оказывает существенного влияния.

Литература

- [1] Kim V.P., Semenkin A.V., Khartov S.A. Constructive and Physical Features of Engines with Closed Electron Drift. M.: MAI, 2016. 160 p.
- [2] Levchenko I., Keidar M., Cantrell J., Wu Y.L., Kuninaka H., Bazaka K., Xu S. Explore space using swarms of tiny satellites // Nature. 2018. Vol. 562. Pp. 185–187. DOI: 10.1038/d41586-018-06957-2
- [3] Del Portillo I., Cameron B., Crawley E. A technical comparison of three low earth orbit satellite constellation systems to provide global broadband // Acta Astronautica. 2019. Vol. 159. DOI:10.1016/j.actaastro.2019.03.040
- [4] Henri Y. The OneWeb Satellite System. Handbook of Small Satellites. Springer, 2020. 1762 p. DOI: 10.1007/978-3-030-20707-6_67-1
- [5] Duhopelnikov D.V., Shilov S.O., Alekseev D.K. Comparison of the Characteristics of the Laboratory Model of a Anode Layer Thruster Operating with Krypton And Xenon // AIP conference proceedings of the XLIV Academic Space Conference, dedicated to the memory of academician S.P. Korolev and other outstanding national scientists – pioneers of space exploration “Korolev Academic Space Conference”. M., 2020. Vol. 2318. DOI: 10.1063/5.0036334
- [6] Kim V.P., Zakharchenko V.S., Merkur'ev D.V., Smirnov P.G., Shilov E.A. Influence of Xenon and Krypton Flow Rates Through the Acceleration Channel of Morozov's Stationary Plasma Thruster on the Thrust Efficiency // Plasma Physics Reports. 2019. Vol. 45. No 1. Pp. 11–20. DOI: 10.1134/S0367292119010086
- [7] Semenkin A.V., Chislov G.O. Study of Anode Layer Thruster operation with Gas Mixtures // Proceedings of 24th IEPC. M., 1995. Pp. 521–526.
- [8] Kim V., Popov G., Kozlov V., Skrylnikov A., Grdlichko D. Investigation of SPT Performance and Particularities of its Operation with Krypton and Xenon Mixtures // Proceedings of the 27th International Electric Propulsion Conference. Pasadena, 2001. URL: http://electricrocket.org/IEPC/65_1.pdf (дата обращения 01.12.2021).
- [9] Manegin D.S., Plotnikova O.P., Riazanov V.A. Electric vacuum test facility for low-power electric thrusters // Proceedings of the XLV Academic Space Conference, dedicated to the memory of academician S.P. Korolev and other outstanding national scientists – pioneers of space exploration “Korolev Academic Space Conference”. M., 2021. Pp. 309–312.

Influence of the Accelerating Channel Depth on the Energy Spectrum of Ions in the Beam of the Thruster with Anode Layer when Operating on Krypton, Xenon and Krypton- Xenon Mixture

Shilov Sergey Olegovich

serega.shilov@mail.ru

BMSTU

Vorob'ev Evgeny Valentinovich

evv@bmstu.ru

BMSTU

Plotnikova Olga Petrovna

plotnikovaolgap97@gmail.com

BMSTU

Ivakhnenko Sergey Gennadievich

ivakhnenko@bmstu.ru

BMSTU

The report presents the results of a study of the ion beam energy spectrum of a thruster with an anode layer (TAL) at different accelerating channel depths. The change in the ions energy distribution as a result of the transition from xenon to krypton is also considered. The measurements were carried out using a retarding potential analyzer with the anode layer thruster operating on krypton and xenon.

Keywords: electric propulsion, hall thruster, anode layer thruster, retarding potential analyzer, ion energy distribution, alternative propellant, krypton, xenon, krypton-xenon mixture

References

- [1] Kim V.P., Semenkin A.V., Khartov S.A. Constructive and Physical Features of Engines with Closed Electron Drift. Moscow, MAI Publ., 2016, 160 p.
- [2] Levchenko I., Keidar M., Cantrell J., Wu Y.L., Kuninaka H., Bazaka K., Xu S. Explore space using swarms of tiny satellites. *Nature*, 2018, vol. 562, pp. 185–187. DOI: 10.1038/d41586-018-06957-2
- [3] Del Portillo I., Cameron B., Crawley E. A technical comparison of three low earth orbit satellite constellation systems to provide global broadband. *Acta Astronautica*, 2019, vol. 159. DOI:10.1016/j.actaastro.2019.03.040
- [4] Henri Y. The OneWeb Satellite System. *Handbook of Small Satellites*. Springer, 2020, 1762 p. DOI: 10.1007/978-3-030-20707-6_67-1
- [5] Duhopelnikov D.V., Shilov S.O., Alekseev D.K. Comparison of the Characteristics of the Laboratory Model of a Anode Layer Thruster Operating with Krypton And Xenon. AIP conference proceedings of the XLIV Academic Space Conference, dedicated to the memory of academician S.P. Korolev and other outstanding national scientists – pioneers of space exploration “Korolev Academic Space Conference”. Moscow, 2020, vol. 2318. DOI: 10.1063/5.0036334
- [6] Kim V.P., Zakharchenko V.S., Merkur'ev D.V., Smirnov P.G., Shilov E.A. Influence of Xenon and Krypton Flow Rates Through the Acceleration Channel of Morozov's Stationary Plasma Thruster on the Thrust Efficiency. *Plasma Physics Reports*, 2019, vol. 45, no 1, pp. 11–20. DOI: 10.1134/S0367292119010086
- [7] Semenkin A.V., Chislov G.O. Study of Anode Layer Thruster operation with Gas Mixtures, *Proceedings of 24th IEPC*. Moscow, 1995, pp. 521–526.
- [8] Kim V., Popov G., Kozlov V., Skrylnikov A., Grdlichko D. Investigation of SPT Performance and Particularities of its Operation with Krypton and Xenon Mixtures. *Proceedings of the 27th International Electric Propulsion Conference*. Pasadena, 2001. Available at: http://electricrocket.org/IEPC/65_1.pdf (accessed December 1, 2021).
- [9] Manegin D.S., Plotnikova O.P., Riazanov V.A. Electric vacuum test facility for low-power electric thrusters. *Proceedings of the XLV Academic Space Conference, dedicated to the memory of academician S.P. Korolev and other outstanding national scientists – pioneers of space exploration “Korolev Academic Space Conference”*. Moscow, 2021, pp. 309–312.

УДК 551.507.362.2

Международная лунная зеркально-осветительная станция для освещения городов и корректирования погодных условий

Янгалин Герман Русланович

babasik5@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

В современном мире прослеживается тенденция жизни мегаполисов в режиме 24/7. В связи с этим крупнейшие города мира на ночной стороне Земли видны из космоса как яркие пятна. На ночное освещение городов тратится колоссальное количество электроэнергии, например, на освещение Москвы расходуется от 450 МВт·ч до 1,5 ГВт·ч в зависимости от продолжительности ночи. Поскольку многие города мира постоянно увеличиваются и потребность в энергии для их нужд растет, для решения данной проблемы предложено создать Международную лунную зеркально-осветительную станцию для освещения городов и корректирования погодных условий. Подобная станция позволит снизить затраты на энергию, а также помочь многим странам, которые имеют ограниченные электроэнергетические ресурсы.

Ключевые слова: международная лунная зеркально-осветительная станция, освещение городов с помощью Луны, уменьшение выбросов с помощью космоса, корректирование погодных условий с помощью лунных зеркал, получение энергии от Луны

В современном мире прослеживается тенденция жизни мегаполисов в режиме 24/7, в связи с чем крупнейшие города мира на ночной стороне Земли видны из космоса как яркие пятна. На ночное освещение городов тратится колоссальное количество электроэнергии, например, на освещение Москвы тратится от 450 МВт·ч до 1,5 ГВт·ч [1] в зависимости от продолжительности ночи. С одной стороны, количество и площадь мегаполисов, а также требования по качеству их освещения неизбежно растут со временем [2]. С другой стороны, существует задача удлинения солнечного дня для сельскохозяйственных культур. В некоторых случаях искусственное освещение применяют в теплицах и гидропонных фермах. Также, что вполне естественно, солнечная энергетика только выиграет от увеличения солнечного дня — от этого напрямую зависит ее экономический эффект.

Естественным природным решением проблемы ночного освещения городов является солнечный свет, отраженный лунной поверхностью. Но, во-первых, такое освещение непостоянно в течение месяца и сильно зависит от фазы Луны. Во-вторых, лунная поверхность, состоящая из черного реголита, имеет альбедо 0,12, и отраженный свет рассеянно отражается от Луны во все стороны. Поэтому нельзя считать, что для человечества проблема ночного освещения городов даже приблизительно решается отраженным Луной солнечным светом. Тем более нельзя говорить, что этот свет как-то существенно влияет на сельское хозяйство или солнечную энергетику. Сейчас человечество подошло к качественно новому технологическому решению — в скором будущем готовится к запуску китайский проект, состоящий из четырех спутников Земли — Renzao Yueliang (Искусственная Луна) [3]. Но данный проект существенно ограничен по мощности и рассчитан на ночное освещение преимущественно КНР. Поэтому данное решение нельзя считать всеобъемлющим и законченным.

Более совершенным решением обозначенной проблемы было бы создание международной лунной зеркально-осветительной станции, состоящей из множества управляемых металлизированных (например, алюминиевых) зеркал. Это, во-первых, увеличит энергию отраженного света — коэффициент отражения алюминиевых зеркал составляет не менее 95 % в диапазоне видимого света 500...740 нм [4]. Во-вторых, управляемые зеркала будут целенаправленно освещать мегаполисы и сельскохозяйственные посевы с помощью солнечных электростанций, что улучшит их продуктивность. Косвенным положительным эффектом подобного проекта можно также считать:

- снижение выбросов парниковых газов, вырабатываемых при генерации электроэнергии для освещения;
- возможность управления климатом за счет незначительного дополнительного прогрева земной поверхности — создание ветров в нужных направлениях для переноса осадков в засушливые районы, разрушение условий образования ураганов и т. п.;
- избавление от полярной ночи в северных регионах;
- освещение территорий чрезвычайных ситуаций;
- снижение международной напряженности благодаря сотрудничеству стран;
- достижение целей устойчивого развития.

Литература

- [1] Энергетики рассказали, сколько электричества нужно на освещение Москвы / РИА. URL: <https://realty.ria.ru/20210830/osveschenie-1747523251.html> (дата обращения 26.11.2021).
- [2] Толстова Е.М. Мегалополис и городская среда. Преимущества и недостатки мегалополиса // Аллея науки. 2018. № 10. С. 51–54.
- [3] Китай к 2022 году запустит на орбиту четыре спутника для освещения Земли / ТАСС. URL: <https://tass.ru/kosmos/5694054> (дата обращения 26.11.2021).
- [4] Плоские и изогнутые зеркала с металлическим покрытием // Азимут фотоникс. URL: <https://azimp.ru/s4lasers/flat-and-curved-metal-coated-mirrors/> (дата обращения 26.11.2021).

International Lunar Mirror Lighting Station for City Illumination and Weather Correction

Iangalin German Ruslanovich

babasik5@mail.ru

BMSTU

In the modern world, there is a tendency for megacities to live 24/7. In this connection, the largest cities in the world on the night side of the Earth are visible from space as bright spots. A colossal amount of electricity is spent on night lighting in cities, for example, lighting in Moscow consumes from 450 MW·h to 1.5 GW·h, depending on the length of the night. International lunar mirror lighting stations for city lighting and weather correction can reduce energy costs, as well as help many countries that have limited energy resources.

***Keywords:** international lunar mirror station, lighting cities with the moon, reducing emissions with space, correcting weather conditions using moon mirrors, getting energy from the moon*

References

- [1] Energetiki told how much electricity is needed to illuminate Moscow [Power engineers told how much electricity is needed for lighting Moscow]. RIA. Available at: <https://realty.ria.ru/20210830/osveschenie-1747523251.html> (accessed November 26, 2021). [In Russ.].
- [2] Tolstova E.M. Megapolis i gorodskaya sreda. Preimushchestva i nedostatki megapolisa [Megapolis and urban environment. Advantages and disadvantages of megapolis]. Alleya nauki [Alley of Science], 2018, no. 10, pp. 51–54 [In Russ.].
- [3] Kitai k 2022 godu zapustit na orbitu chetyre sputnika dlya osveshcheniya Zemli [China by 2022 will launch four satellites into orbit to illuminate the Earth. TASS. Available at: <https://tass.ru/kosmos/5694054> (accessed November 26, 2021). [In Russ.].
- [4] Ploskie i izognutye zerkala s metallicheskim pokrytiem [Flat and curved mirrors with metal coating]. Azimut fotoniks [Azimuth photonics]. Available at: <https://azimp.ru/s4lasers/flat-and-curved-metal-coated-mirrors/> (accessed November 26, 2021). [In Russ.].



Секция 5. ПРИКЛАДНАЯ НЕБЕСНАЯ МЕХАНИКА И УПРАВЛЕНИЕ ДВИЖЕНИЕМ

УДК 521.135

Нелинейный анализ устойчивости коллинеарной точки либрации L1 в плоской ограниченной слабоэллиптической фотогравитационной задаче трех тел при резонансах третьего и четвертого порядков

Авдюшкин Андрей Николаевич

avdyushkin.a.n@ya.ru

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Рассмотрена устойчивость коллинеарной точки либрации L1 в плоской ограниченной фотогравитационной задаче трех тел при малых значениях эксцентриситета. Проанализированы случаи резонансов третьего и четвертого порядков. Проведена нормализация гамильтониана задачи и получены коэффициенты нормальной формы в виде рядов по степеням эксцентриситета. На основании анализа полученных коэффициентов сделаны строгие выводы о неустойчивости и об устойчивости с учетом в гамильтониане членов до четвертого порядка включительно.

Ключевые слова: фотогравитационная задача трех тел, устойчивость движения, гамильтоновы системы, КАМ-теория, нормальные формы, точки либрации

Рассматривается движение системы, состоящей из трех тел. Два из них — массивные тела, излучающие свет и движущиеся по известным кеплеровским орбитам вокруг их общего центра масс. Примером такой системы двух тел может послужить двойная звезда. Третье тело — частица малой массы, которая не оказывает влияние на движение массивных тел и движется в поле сил их гравитационного притяжения и светового давления. Возможен частный случай движения частицы, при котором она все время находится на прямой, проходящей через массивные тела, и расположена между ними. Данное положение частицы называется коллинеарной точкой либрации L1. В классической постановке ограниченной задачи трех тел данная точка является неустойчивой, но с учетом репульсивных (отталкивающих) сил светового давления в пространстве параметров задачи возникают области устойчивости. Параметрами рассматриваемой задачи являются коэффициенты редукции масс, характеризующие интенсивность излучения, и безразмерная масса одного из массивных тел. Эксцентриситет орбит массивных тел является малым параметром задачи.

Исследование устойчивости коллинеарной точки либрации L1 в случае круговых орбит притягивающих и излучающих тел проводилось в работах [1–3] при резонансах третьего и четвертого порядков, а в работе [4] были исследованы резонансы первого и второго порядков. В работах [5, 6] исследовалась устойчивость в случае равных масс и интенсивностей излучения.

В данной работе предполагается, что тела движутся по слабоэллиптическим орбитам, а их массы и интенсивности излучения принимают произвольные значения.

Для выполнения анализа устойчивости гамильтониан задачи был приведен к нормальной форме. С этой целью была построена линейная замена переменных, нормализующая квадратичную часть гамильтониана. Затем методом Депри — Хори [7] была построена каноническая близкая к тождественной нелинейная замена переменных, нормализующая функцию Гамильтона до членов четвертой степени включительно. Нормализация проводилась отдельно для нерезонансного случая и для каждого из резонансов третьего и четвертого порядков, встречающихся в данной задаче. На основе КАМ теории был выполнен нелинейный анализ устойчивости коллинеарной точки либрации L1. В пространстве параметров задачи были получены области неустойчивости, области устойчивости для большинства начальных условий и области формальной устойчивости. Показано, что при резонансах третьего порядка для большинства значений параметров имеет место неустойчивость, тогда как при резонансах четвертого порядка для большинства значений параметров коллинеарная точка L1 формально устойчива, либо, по крайней мере, устойчива при учете в гамильтониане членов до четвертого порядка включительно. В пространстве параметров задачи указаны малые области устойчивости, отвечающие резонансам третьего порядка и малые области неустойчивости, отвечающие резонансам четвертого порядка.

*Исследование поддержано грантом Российского фонда
фундаментальных исследований № 20-31-90064.*

Литература

- [1] Тхай Н.В. Устойчивость коллинеарных точек либрации при внутреннем резонансе третьего порядка // Автоматика и телемеханика. 2011. № 9. С. 121–126.
- [2] Тхай Н.В. Устойчивость коллинеарных точек либрации фотогравитационной задачи трех тел при внутреннем резонансе четвертого порядка // Прикладная математика и механика. 2012. Т. 76 (4). С. 610–615.
- [3] Bardin B.S., Avdyushkin A.N. Nonlinear stability analysis of a collinear libration point in the planar circular restricted photogravitational three-body problem // Journal of Physics: Conference Series. 2021. Vol. 1925. Pp. 012018. DOI: 10.1088/1742-6596/1925/1/012018
- [4] Bardin B.S., Avdyushkin A.N. On stability of a collinear libration point in the planar circular restricted photogravitational three-body problem in the cases of first and second order resonances // Journal of Physics: Conference Series. 2021. Vol. 1959. Pp. 012004. DOI: 10.1088/1742-6596/1959/1/012004
- [5] Bardin B.S., Avdyushkin A.N. Stability analysis of an equilibrium position in the photogravitational Sitnikov problem // AIP Conference Proceedings. 2018. Vol. 1959. Pp. 040002. DOI: 10.1063/1.5034605
- [6] Bardin B.S., Avdyushkin A.N. Stability of the collinear point L1 in the planar restricted photogravitational three-body problem in the case of equal masses of primaries // IOP Conf. Ser.: Mater. Sci. Eng. 2020. Vol. 927. Pp. 012015. DOI: 10.1088/1757-899X/927/1/012015
- [7] Маркеев А.П. Точки либрации в небесной механике и космодинамике. М.: Наука, 1987. 312 с.

Nonlinear Analysis of the Collinear Libration Point L1 Stability in the Planar Restricted Weakly-Elliptical Photogravitational Three-Body Problem in the Case of Third and Fourth Orders Resonances

Avdyushkin Andrey Nikolaevich

avdyushkin.a.n@ya.ru

Moscow Aviation Institute (National Research University)

The stability of the collinear libration point L1 in the planar restricted photogravitational three-body problem at small values of eccentricity is investigated. Cases of resonances of the third and fourth orders are considered. The Hamiltonian of the problem is normalized and the coefficients of the normal form are obtained in the form of series by degrees of eccentricity. Based on the analysis of the obtained coefficients strict conclusions about instability and stability taking into account terms up to and including the fourth order in the Hamiltonian are drawn.

Keywords: photogravitational three-body problem, stability of motion, Hamiltonian systems, CAM theory, normal forms, libration points

*The research was supported by the grant
of the Russian Foundation for Basic Research no. 20-31-90064.*

References

- [1] Tkhai N.V. Ustoychivost' kollinearnykh toчек libratsii pri vnutrennem rezonanse tret'ego por-yadka [Stability of collinear libration points with internal resonance of the third order]. Avtomatika i telemekhanika [Automation and telemechanics], 2011, no. 9, pp. 121–126. (In Russ.).
- [2] Tkhai N.V. Ustoychivost' kollinearnykh toчек libratsii fotogravitatsionnoy zadachi trekh tel pri vnutrennem rezonanse chetvertogo poryadka [Stability of collinear libration points of the three-body photogravitation problem with fourth-order internal resonance]. Prikladnaya matematika i mekhanika [Applied Mathematics and Mechanics], 2012, vol. 76 (4), pp. 610–615. (In Russ.).
- [3] Bardin B.S., Avdyushkin A.N. Nonlinear stability analysis of a collinear libration point in the planar circular restricted photogravitational three-body problem. Journal of Physics: Conference Series, 2021, vol. 1925, pp. 012018. DOI: 10.1088/1742-6596/1925/1/012018
- [4] Bardin B.S., Avdyushkin A.N. On stability of a collinear libration point in the planar circular re-stricted photogravitational three-body problem in the cases of first and second order resonanc-es. Journal of Physics: Conference Series, 2021, vol. 1959, pp. 012004. DOI:10.1088/1742-6596/1959/1/012004
- [5] Bardin B.S., Avdyushkin A.N. Stability analysis of an equilibrium position in the photogravitational Sitnikov problem. AIP Conference Proceedings, 2018, vol. 1959, pp. 040002. DOI:10.1063/1.5034605
- [6] Bardin B.S., Avdyushkin A.N. Stability of the collinear point L1 in the planar restricted photogravi-tational three-body problem in the case of equal masses of primaries. IOP Conf. Ser.: Mater. Sci. Eng., 2020, vol. 927, pp. 012015. DOI:10.1088/1757-899X/927/1/012015
- [7] Markeev A.P. Tochki libratsii v nebesnoy mekhanike i kosmodinamike [Libration points in celestial mechanics and cosmodynamics]. Moscow, Nauka Publ., 1987, 312 p. (In Russ.).

УДК 521

Оптимизация числа просмотров графических изображений, демонстрируемых из космоса формацией малых спутников

Биктимиров Шамиль Насимович

biktimirovshamil@gmail.com

Сколковский институт науки и технологий

Белый Глеб Юрьевич

dobrenok7319@gmail.com

Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет)

Глухов Илья Викторович

ilya.v.glukhov@gmail.com

Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет)

Проведен анализ эффективности применения формаций малых спутников для демонстрации графических изображений из космоса. На основе модели стоимости показов наружной рекламы в различных странах мира рассчитывается рентабельность миссии. Для этого для формации малых спутников, функционирующей на Солнечно-синхронных орбитах с повторяющимися трассами подспутниковой точки, рассчитывается покрытие Земли и составляется расписание показов, максимизирующее их суммарную стоимость. Поскольку рентабельность миссии напрямую зависит от срока активного существования формации, проводится численное моделирование управляемой динамики спутниковой формации с целью определения потребления топлива. Для увеличения срока активного существования формации предлагается методика настройки коэффициентов линейно-квадратичного регулятора с помощью генетического алгоритма. Для анализа рентабельности рассматриваемых миссий суммарная стоимость демонстрации космической рекламы сопоставляется со стоимостью системы малых спутников и ее вывода на заданную орбиту.

Ключевые слова: спутниковые формации, космическая реклама, модель стоимости показов изображений, покрытие Земли, потребление топлива

Доклад посвящен анализу эффективности миссий группового полета спутников для показа графических изображений из космоса. Одно из применений таких миссий — космическая реклама. Рассматриваемое приложение является востребованным на сегодняшний день, что подтверждается наличием стартапов, работающих над созданием технологий космической рекламы, а также рядом релевантных миссий, которые либо планировались, либо уже были реализованы.

Для демонстрации графических изображений спутники формации оснащены полезной нагрузкой — солнечными отражателями, либо лазерами. Для показа изображения в точке наблюдателя на Земле необходимо выполнение ограничения на уровень освещенности, которое задается углом места Солнца, ограничения на видимость отдельного пикселя в изображении, а также условия на минимальное межспутниковое расстояние, соответствующее угловому разрешению человеческого глаза. В качестве целевых орбит рассматриваются Солнечно-синхронные околокруговые орбиты с повторяющимися трассами подспутниковой точки. При этом, долгота восходящего узла орбиты задается таким образом, чтобы орбита лежала вблизи линии терминатора. Таким образом, спутники формации всегда освещены Солнцем, при этом в их зону видимости на Земле попадают точки, находящиеся в тени рассматриваемый момент времени.

Спутники формации находятся в заданной орбитальной конфигурации, которая соответствует демонстрируемому изображению. Орбитальная конфигурация выбирается таким образом, чтобы спутники располагались на замкнутых относительных

орбитах по отношению к центральному спутнику. Относительные орбиты задаются с помощью аналитических решений линеаризованных уравнений относительного движения для двух спутников на близких околокруговых орбитах [1, 2]. В связи с влиянием внешних возмущений опорные относительные траектории требуют поддержания. Также маневрирование необходимо для перестроения заданных орбитальных конфигураций, чтобы совершать показы различных изображений в различных регионах. В предыдущих работах [3] был предложен алгоритм управления формацией для ее развертывания после отстыковки от ракеты-носителя, а также поддержания и перестроения. С помощью данного алгоритма управления и ранее разработанного программного комплекса для исследования управляемой динамики формаций спутников проводится анализ расхода топлива для миссий с различными начальными условиями. В отличие от предыдущей работы для оптимизации потребления топлива предлагается методика настройки линейно-квадратичного регулятора, которая осуществляется с помощью генетического алгоритма многоцелевой оптимизации [4], который позволяет строить Парето фронт, показывающий решения, оптимальные в смысле заданного набора функционалов (оптимальное по быстродействию обеспечение точности при минимальном расходе топлива).

Оценка стоимости миссии по демонстрации космической рекламы производится на основе информации о стоимости показа наружной рекламы для различных регионов мира, где стоимость показов определяется на основе данных о населении и составе населения городов [5], статистических данных о стоимости наружной рекламы в рассматриваемом регионе, а также учитывая тот факт, что лишь часть населения может в конкретный момент наблюдать показ изображения. Для расчета стоимости конкретной миссии рассчитывается покрытие крупных городов спутниковой формацией на протяжении всей миссии. Поскольку в зону видимости спутника на низкой околоземной орбите попадает множество городов, строится последовательное расписание показов изображений, учитывающее время на переориентацию полезной нагрузки между точками наблюдателя. Расписание задается таким образом, чтобы максимизировать суммарную стоимость показов изображений. Для оценки экономической эффективности миссии суммарная стоимость показов сопоставляется со стоимостью спутников формации и стоимостью их запуска на целевую орбиту.

*Исследование поддержано грантом Российского фонда
фундаментальных исследований в рамках научного проекта № 20-31-90115.*

Литература

- [1] Белецкий В.В. Очерки о движении космических тел. М.: Наука. Гл. ред. физ.-мат. лит., 1972. 432 с.
- [2] Clohessy W.H., Wiltshire R.S. Terminal guidance system for satellite rendezvous // Journal of the Aerospace Sciences. 1960. Vol. 27. No. 9. Pp. 653–658.
- [3] Biktimirov S., Ivanov D., Pritykin D. A satellite formation to display pixel images from the sky: mission design and control algorithms // Advances in Space Research (in press).
- [4] Deb K., Pratap A., Agarwal S., Meyarivan T. A Fast and Elitist Multiobjective Genetic Algorithm: NSGA-II // IEEE Transactions on Evolutionary Computation. 2002. Vol. 6 (2). Pp. 182–197. DOI: 10.1109/4235.996017
- [5] Atlas of the human planet 2018 — a world of cities. EUR 29497 EN. European Commission. Luxembourg. Joint Research Centre, 2018. DOI: 10.2760/124503

Observations Number Optimization of Graphic Images Demonstrated in the Night Sky by Formation-Flying Satellites in LEO

Biktimirov Shamil Nasimovich

biktimirovshamil@gmail.com

Skolkovo Institute of Science and Technology

Belyj Gleb Yurevich

dobrenok7319@gmail.com

Moscow Institute of Physics and Technology

Glukhov Ilya Viktorovich

ilya.v.glukhov@gmail.com

Moscow Institute of Physics and Technology

The feasibility analysis of satellite formation flying missions for space advertising is considered. It is performed based on a demonstration cost model where demonstration cost is a function of a city population, outdoor advertising cost, and parameters limiting the number of potential advertising observations. To estimate an advertising campaign cost, the coverage of the Earth is calculated, and the demonstration schedule is designed for the formation of small satellites located in repeat ground track Sun-synchronous orbits. One of the main parameters affecting the feasibility of the mission is formation lifetime which is analyzed via numerical simulation of satellite formation flying dynamics and control. A method for linear-quadratic regulator tuning based on the genetic algorithm is proposed to enhance formation lifetime. The total demonstration cost is compared with systems cost and launch cost to assess mission feasibility.

Keywords: spacecraft formation, space advertising, demonstration cost model, Earth coverage, fuel consumption

The reported study was funded by RFBR according to the research project № 20-31-90115.

References

- [1] Beletskiy V.V. Ocherki o dvizhenii kosmicheskikh tel [Essays on the motion of cosmic bodies]. Moscow, Nauka. Gl. red. fiz.-mat. lit. Publ., 1972. 432 p. (In Russ.).
- [2] Clohessy W.H., Wiltshire R.S. Terminal guidance system for satellite rendezvous. Journal of the Aerospace Sciences, 1960, vol. 27, no. 9, pp. 653–658.
- [3] Biktimirov S., Ivanov D., Pritykin D. A satellite formation to display pixel images from the sky: mission design and control algorithms. Advances in Space Research (in press).
- [4] Deb K., Pratap A., Agarwal S., Meyarivan T. A Fast and Elitist Multiobjective Genetic Algorithm: NSGA-II. IEEE Transactions on Evolutionary Computation, 2002, vol. 6 (2), pp. 182–197. DOI: 10.1109/4235.996017
- [5] Atlas of the human planet 2018 — a world of cities. EUR 29497 EN. European Commission. Luxembourg. Joint Research Centre, 2018. DOI: 10.2760/124503

УДК 629.783

Летные испытания системы ориентации наноспутников компании СПУТНИКС

Болотских Алексей Александрович aleksey.bolotskikh@sputnix.ru
ООО «Спутниковые инновационные космические системы»

Иванов Данил Сергеевич danilivanovs@gmail.com
Институт прикладной математики имени М.В. Келдыша РАН

Ткачев Степан Сергеевич stevens_l@mail.ru
Институт прикладной математики имени М.В. Келдыша РАН

Жарких Роман Николаевич zharkih@sputnix.ru
ООО «Спутниковые инновационные космические системы»

Рассмотрены результаты летных испытаний системы управления угловым движением аппаратов «CubeSX–HSE» и «CubeSX–Sirius–HSE» формата CubeSat 3U, а также аппарата «ОрбиКрафт–Зоркий» формата CubeSat 6U. Проведена оценка точности работы бортовых алгоритмов определения углового движения на основе расширенного фильтра Калмана с использованием измерений магнитометра, датчика угловой скорости, набора солнечных датчиков, а также миниатюрного звездного датчика. Анализируются результаты алгоритмов управления угловым движением аппаратов.

Ключевые слова: наноспутник, CubeSat, системы управления, алгоритмы ориентации

В рамках работы проводится анализ результатов работы бортовых алгоритмов системы ориентации на основе полученных данных телеметрии с запущенных 22 марта 2021 г. аппаратов “CubeSX–HSE” и “CubeSX–Sirius–HSE” формата CubeSat 3U, а также аппарата “ОрбиКрафт–Зоркий” формата CubeSat 6U. Аппараты оснащены трехосной маховичной системой управления ориентацией и набором датчиков для определения углового движения. В состав датчиков входят бортовой магнитометр, набор солнечных датчиков, датчик угловой скорости, а на 6U CubeSat установлен также миниатюрный звездный датчик. Бортовой алгоритм оценки углового движения основан на расширенном фильтре Калмана [1, 2], в вектор состояния входит кватернион ориентации аппарата относительно инерциальной системы координат, вектор угловой скорости, а также смещение нуля измерений магнитометра и датчика угловой скорости. Параллельно проводится расчет текущей ориентации с помощью локального алгоритма TRIAD [3]. Текущие оценки углового движения используются для расчета управления для достижения требуемой траектории углового движения. Реализован ряд алгоритмов управления для демпфирования угловой скорости, ориентации солнечными панелями в направлении на Солнце, стабилизации в орбитальной системе координат, а а также для обеспечения съемки заданной точки на поверхности Земли [4].

В работе проводится анализ данных телеметрии со всех типов датчиков, собранные в процессе проведения сеанса со спутником в режиме стабилизации в орбитальной системе координат. Оценивается точность определения параметров углового движения, полученных с помощью алгоритмов TRIAD и расширенного фильтра Калмана. Оценка точности для алгоритмов на основе измерений магнитометра, солнечного датчика и датчика угловой скорости проводится с использованием измерений звездного датчика и анализа ориентации по изображениям бортовых камер. Сравниваются результаты моделирования работы алгоритмов определения ориента-

ции по полученным входным данным датчиков и результаты работы бортовых алгоритмов по данным, полученных со спутника. Проводится оценка влияния точности определения орбитального положения с помощью двустрочных элементов TLE, смещения нуля магнитометра и датчика угловой скорости на точность определения углового движения. Параллельно происходит настройка параметров шумов модели движения для набора расширенных фильтров Калмана, реализованных в бортовом программном обеспечении: фильтр «BWS», использующий измерения магнитометра, солнечного датчика и датчика угловой скорости с возможностью отключения солнечного датчика; фильтр «WQ», использующий измерения со звездного датчика и датчика угловой скорости; фильтр «Q», использующий данные только звездного датчика. Экспериментально проводится исследование зависимости точности оценок вектора состояния фильтра «BWS» от угла между направлением на Солнце и направлением локального геомагнитного поля Земли.

Представлены результаты работы алгоритм слежения за точкой на поверхности Земли, обеспечивающий требуемую для съемки ориентацию оптической оси бортовой камеры дистанционного зондирования. Алгоритм предусматривает возможность выбора свободного угла относительно направления на наблюдаемую точку. В работе анализируются результаты математического моделирования и результаты летных испытаний данного алгоритма.

Литература

- [1] Ivanov D., Ovchinnikov M.Yu., Ivlev N., Karpenko S. Analytical study of microsatellite attitude determination algorithms // Acta Astronautica. 2015. Vol. 116. Pp. 339–348. DOI: 10.1016/j.actaastro.2015.07.001
- [2] Kalman R.E., Bucy R.S. New Results in Linear Filtering and Prediction Theory // Trans. ASME, Ser. D, J. Basic Eng. 1961. Vol. 83. Pp. 95–108. DOI: 10.1115/1.3658902
- [3] Ovchinnikov M.Y., Ivanov D., Ivlev N., Karpenko S. Development, integrated investigation, laboratory and in-flight testing of Chibis-M microsatellite ADCS // Acta Astronautica. 2014. Vol. 93. Pp. 23–33. DOI: 10.1016/j.actaastro.2013.06.030
- [4] Mashtakov Y.V., Ovchinnikov M.Y., Tkachev S.S. Study of the disturbances effect on small satellite route tracking accuracy // Acta Astronautica. 2016. Vol. 129. Pp. 22–31. DOI: 10.1016/j.actaastro.2016.08.028

Flight Tests of Attitude Control System of Nanosatellites by SPUTNIX Company

Bolotskikh Aleksey Alexandrovich

aleksey.bolotskikh@sputnix.ru

Sputnix Ltd

Ivanov Danil Sergeevich

danilivanovs@gmail.com

Keldysh Institute of Applied Mathematics of Russian Academy of Sciences

Tkachev Stepan Sergeevich

stevens_l@mail.ru

Keldysh Institute of Applied Mathematics of Russian Academy of Sciences

Zharkih Roman Nikolaevich

zharkih@sputnix.ru

Sputnix Ltd

The results of flight tests of the attitude determination and control system of the CubeSX–HSE and CubeSX–Sirius–HSE satellites of the CubeSat 3U format, as well as the OrbiCraft–Zorkiy satellite of the CubeSat 6U format are presented. The accuracy of the estimation of onboard algorithms for the

angular motion determination based on the extended Kalman filter using measurements of a magnetometer, an angular velocity sensor, a set of Sun sensors, and a miniature star sensor is evaluated. The results of the algorithms for satellite attitude motion control are analyzed.

Keywords: nanosatellite, CubeSat, control systems, ADCS

References

- [1] Ivanov D., Ovchinnikov M.Yu., Ivlev N., Karpenko S. Analytical study of microsatellite attitude determination algorithms. *Acta Astronautica*, 2015, vol. 116, pp. 339–348. DOI: 10.1016/j.actaastro.2015.07.001
- [2] Kalman R.E., Bucy R.S. New Results in Linear Filtering and Prediction Theory. *Trans. ASME, Ser. D, J. Basic Eng.*, 1961, vol. 83, pp. 95–108. DOI: 10.1115/1.3658902
- [3] Ovchinnikov M.Y., Ivanov D., Ivlev N., Karpenko S. Development, integrated investigation, laboratory and in-flight testing of Chibis-M microsatellite ADCS. *Acta Astronautica*, 2014, vol. 93, pp. 23–33. DOI: 10.1016/j.actaastro.2013.06.030
- [4] Mashtakov Y.V., Ovchinnikov M.Y., Tkachev S.S. Study of the disturbances effect on small satellite route tracking accuracy. *Acta Astronautica*, 2016, vol. 129, pp. 22–31. DOI: 10.1016/j.actaastro.2016.08.028

УДК 521.11

Установившееся вращательное движение спутника Фотон М-2

Буланов Денис Михайлович

denis.bulanovi4@mail.ru

МГУ имени М.В. Ломоносова

Сазонов Виктор Васильевич

victor1951@rambler.ru

Институт прикладной математики имени М.В. Келдыша РАН

Вращательное движение спутника Фотон М-2 (находился на орбите 31.V–16.VI.2005) в конце полета можно описать обобщенно-консервативной системой дифференциальных уравнений. Вековое изменение собственного кинетического момента этого спутника описывается так называемыми эволюционными уравнениями В.В. Белецкого, также образующими обобщенно-консервативную систему. В докладе исследована связь между этими системами. Уравнения движения спутника редуцированы к уравнениям 4-го порядка, описывающим движение оси симметрии спутника. Уравнения В.В. Белецкого имеют 2-й порядок и описывают движение орта собственного кинетического момента спутника. Решения этих систем уравнений, отвечающие реальному движению спутника, являются соответственно условно-периодическими и периодическими. В решениях системы 4-го порядка доминируют две частоты — высокая и низкая. Спектральный анализ показал, что низкая частота совпадает с частотой решений уравнений В.В. Белецкого, а решения этих уравнений достаточно точно совпадают с низкочастотной составляющей в решении системы 4-го порядка относительно переменных, задающих направление оси симметрии спутника.

Ключевые слова: искусственный спутник Земли, вращательное движение, обобщенно-консервативная система, условно-периодическое и периодическое движения, спектральный анализ

Описывается продолжение работ [1, 2], в которых проведена повторная обработка магнитных измерений, выполненных в 2005 г. на спутнике Фотон М-2. При новой обработке использовалась более простая и несколько менее точная математическая модель вращательного движения, чем при обработке, выполненной вскоре после полета. Упрощения сделаны таким образом, чтобы новая модель была достаточно точ-

ной и соответствовала моделям, использованным Белецким при исследовании эволюции неуправляемого вращательного движения спутника в случае, когда это движение близко к регулярной прецессии Эйлера осесимметричного твердого тела [3]. Результаты обработки измерений на большом числе интервалов времени длительностью 3,5–4,5 ч напрямую сопоставлены с усредненными уравнениями, возникающими в теории Белецкого.

Было установлено, что изменение собственного кинетического момента спутника хорошо описывается этими уравнениями во второй половине полета, когда непрерывно возрастающая угловая скорость спутника превышала 0,8 град/с. Показано, что при значениях угловой скорости, близких ее предельному значению 1,0–1,2 град/с, уравнения вращательного движения допускают дальнейшее адекватное упрощение: орбиту спутника можно принять круговой и опустить неконсервативные составляющие действующего на него внешнего момента. В таком случае используемые уравнения вращательного движения и отвечающие им уравнения Белецкого становятся обобщенно-консервативными.

Решения уравнений Белецкого, имеющих второй порядок, сравниваются с решениями уравнений движения оси симметрии спутника, имеющих порядок 4. Решения обеих систем уравнений, отвечающие реальным движениям спутников, являются соответственно периодическими и условно-периодическими. Последние содержат две частоты — высокую и низкую. Как показал спектральный анализ, низкая частота весьма точно соответствует частоте решений уравнений Белецкого, а решения этих уравнений весьма точно совпадают с низкочастотной составляющей в решении системы 4-го порядка относительно углов, задающих направление оси симметрии спутника. Это общая ситуация, и она имела место в случае Фотона М-2. Однотипный с Фотоном М-2 спутник Фотон-12 имел участок полета длительностью около трех суток, на котором собственный кинетический момент спутника лежал вблизи нормали к плоскости его орбиты [4]. На этом участке низкочастотная составляющая в решениях системы 4-го порядка оказалась малой, и ее решения были практически одночастотными. Такие решения на отрезках времени длительностью 3,5 ч удалось достаточно точно аппроксимировать периодическими решениями, продолженными из решений Ляпунова, существующих в окрестности одного из стационарных решений (цилиндрической прецессии) упомянутой системы 4-го порядка.

В результате удалось установить в случае спутника Фотон М-2, что низкая частота — это частота векового движения собственного кинетического момента спутника относительно орбитальной системы координат.

Литература

- [1] Буланов Д.М., Сазонов В.В. Исследование эволюции вращательного движения спутника Фотон М-2 // Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша. 2016. № 116. 38 с. DOI: 10.20948/prepr-2016-116
- [2] Буланов Д.М., Сазонов В.В. Исследование эволюции вращательного движения спутника Фотон М-2 // Космические исследования. 2020. Т. 58, № 4. С. 291–304.
- [3] Белецкий В.В. Движение спутника относительно центра масс в гравитационном поле. М.: Изд-во Моск. ун-та, 1975. 308 с.
- [4] Bulanov D.M., Sazonov V.V. A study of the evolution of the rotational motion of the Foton-12 satellite // Cosmic Research. 2021. Vol. 59, no. 5. Pp. 388–400. DOI: 10.1134/s0010952521050026

Steady Attitude Motion of the Foton M-2 Satellite

Bulanov Denis Mikhailovich

denis.bulanovi4@mail.ru

Lomonosov Moscow State University

Sazonov Victor Vasil'yevich

victor1951@rambler.ru

Keldysh Institute of Applied Mathematics of Russian Academy of Sciences

At the end of the flight, the attitude motion of the Foton M-2 satellite (it was in orbit 2005.05.31–2005.06.16) can be described by a generalized conservative system of differential equations. The secular change in the own kinetic moment of this satellite is described by the so-called evolutionary equations of Beletsky, which also form a generalized conservative system. The preprint examines the relationship between these systems. The satellite motion equations are reduced to equations of the 4th order describing the motion of the satellite axis of symmetry. Beletsky's equations are of the second order and describe the secular motion of the ort of the satellite's own kinetic moment. The solutions of these systems of equations corresponding to the real movements of the satellite are, respectively, quasiperiodic and periodic. The solutions of the 4th-order system are dominated by two frequencies — high and low ones. The spectral analysis showed that the low frequency coincides with the frequency of solutions of Beletsky's equations. And the solutions of these equations coincide with the low-frequency component in the solution of the 4th-order system with respect to the variables that determine the direction of the axis of symmetry of the satellite.

Keywords: spacecraft, attitude motion, generalized conservative system, quasiperiodic and periodic motion, spectral analysis

References

- [1] Bulanov D.M., Sazonov V.V. Issledovanie evolyutsii vrashchatel'nogo dvizheniya sputnika Foton M-2 [Investigation of the evolution of the rotational motion of the Photon M-2 satellite]. Preprinty IPM im. M.V. Keldysha [Preprints of Keldysh Institute of Applied Mathematics], 2016, no. 116, 38 p. DOI: 10.20948/prepr-2016-116 (In Russ.).
- [2] Bulanov D.M., Sazonov V.V. Issledovanie evolyutsii vrashchatel'nogo dvizheniya sputnika Foton M-2 [Investigation of evolution of spacecraft Foton M-2 attitude motion]. Kosmicheskie issledovaniya [Cosmic Research], 2020, vol. 58, no. 4, pp. 291–304. (In Russ.).
- [3] Beletskii V.V. Dvizhenie sputnika otnositel'no tsentra mass v gravitatsionnom pole [Motion of a satellite relative to the center of mass in a gravitational field]. Moscow, Publishing House of Moscow un-t, 1975. 308 p. (In Russ.).
- [4] Bulanov D.M., Sazonov V.V. A Study of the evolution of the rotational motion of the Foton-12 satellite. Cosmic Research, 2021, vol. 59, no. 5, pp. 388–400. DOI: 10.1134/s0010952521050026

УДК 531.133.2

Обучение с подкреплением в задаче управления ориентацией космического аппарата с деформируемыми элементами

Валиуллин Айрат Анасович

valiullin.aa@phystech.edu

Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет)

Притыкин Дмитрий Аркадьевич

pritykin.da@mipt.ru

Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет)

Лукашевичус Алексей Арунасович

lukashevichus.aa@phystech.edu

Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет)

Рассмотрен подход к построению алгоритмов управления ориентацией космического аппарата с деформируемыми элементами посредством обучения с подкреплением. Космический аппарат движется по круговой околоземной орбите; в качестве исполнительных органов системы ориентации выбраны управляющие двигатели-маховики. Модель углового движения аппарата включает действие гравитационного момента, случайные возмущения и колебания, возникающие в деформируемых элементах. Квазиоптимальные законы управления для разворотов на большие углы получены с помощью алгоритма Proximal Policy Optimization.

Ключевые слова: управление, ориентация спутника, деформируемые элементы, обучение с подкреплением, proximal policy optimization

Обучение с подкреплением зарекомендовало себя как перспективный подход к разработке автономных и адаптивных алгоритмов управления в системах, которые могут быть описаны как Марковские процессы принятия решений. Этот подход показал хорошие результаты на классических задачах управления и в настоящее время применяется в реальных технических системах: в частности, в контуре управления беспилотными летательными аппаратами. Суть обучения с подкреплением состоит в обучении агента посредством его взаимодействия с внешней средой, которое позволяет агенту выработать стратегию управления, представляющую собой распределение вероятностей для принятия допустимых решений (управляющих воздействий) при попадании в то или иное состояние. Агент, обучившийся таким образом стратегии управления, эквивалентен закону управления с обратной связью по состоянию. Преимуществом обучения с подкреплением является возможность подстройки стратегии управления во время работы системы, то есть возможность обучения агента в процессе получения нового опыта. Улучшение работы системы управления и ее адаптация к меняющимся условиям позволяют системе обладать большей автономностью, что особенно важно для космических миссий, тем более выполняемых в условиях неопределенности. Кроме того, при проектировании космических миссий всё чаще предпочтение отдаётся решениям, подразумевающим совместную работу групп космических аппаратов (КА). Такая архитектура благоприятна для адаптивных алгоритмов обучения с подкреплением, поскольку позволяет группе обмениваться опытом, в то время как траектории разных КА попадают в разные области пространства состояний.

Авторам работы известно несколько успешных опытов применения алгоритмов обучения с подкреплением к модельным задачам ориентации космических аппаратов [1–4]. Перечисленные работы, впрочем, скорее посвящены задаче управления дина-

микой твердого тела с неподвижной точкой, движущегося по инерции, кроме работы [4], в которой в качестве обучающей среды использован симулятор динамики космического полета. Все указанные работы используют метод Proximal Policy Optimization (PPO) для получения стратегии управления, а в работе [4] этот метод дополнительно сравнивается с алгоритмом Soft-Actor Critic. Следуя устоявшейся практике, мы также применяем алгоритм PPO, преимуществами которого являются устойчивость обучения и относительная нетребовательность к вычислительным ресурсам [3]. Поставленная задача управления формулируется нами в терминах Марковского процесса принятия решений, что подразумевает описание пространства состояний системы S , описание пространства управляющих воздействий A , доступных агенту, задание оператора эволюции системы (правила перехода из какого-то состояния к новому учитывая примененное воздействие), а также обоснованный выбор системы вознаграждений. Последний шаг является наиболее важным, поскольку именно накопленное вознаграждение (интеграл вознаграждений вдоль траектории) и является функционалом, оптимизируемым в алгоритме PPO для отыскания квазиоптимальной стратегии управления. Важно отметить, что решение находится не в виде формулы или таблицы значений для всех возможных состояний системы, а определяется как аппроксимация закона управления с помощью нейронной сети, обучаемой при поиске стратегии управления.

Рассматривается движение КА по круговой околоземной орбите. Модель углового движения КА включает действие гравитационного момента, а остальные возмущения моделируются как трехмерная нормально распределенная случайная величина. Вращательное движение КА описывается кинематическими уравнениями Пуассона в кватернионах и динамическими уравнения Эйлера. Цель управления ориентацией — совмещение собственных осей КА с осями орбитальной системы координат (например, для ориентации в надир). Рассматриваемые маневры — повороты на большие углы с нулевой начальной и конечной относительной угловой скоростью. Алгоритмы определения ориентации и соответствующие им ошибки в этой работе не рассматриваются. Первая часть результатов состоит в постановке задачи, формировании вознаграждения и обучении агента с последующим сравнением полученных результатов с работами [1–4], а также с работой классического алгоритма управления ориентацией КА (ПД регулятор, синтезированный методом функций Ляпунова). Во второй части рассматривается управление ориентацией аналогичного КА, в состав которого входят деформируемые элементы. Уравнения вращательной динамики твердого тела дополняются уравнениями колебаний, возбуждаемых в упругих элементах, причем и в те, и в другие уравнения входят перекрестные члены. В такой постановке от стратегии управления требуется учитывать возникающие в деформируемых элементах колебания и гасить их для достижения цели управления. Модель упругих элементов, использованная в работе, следует подходу, изложенному в [5]. Расширенная за счет колебательных уравнений система становится новой моделью среды, и стратегия управления ориентацией КА вновь аппроксимируется с помощью алгоритма PPO.

Отметим, что аппроксимируемая с помощью методов обучения с подкреплением стратегия управления демонстрирует качество управления, сравнимое с классическим регулятором (в условиях идеального знания ориентации и при полном отсутствии неопределенности). Кроме того, показано, что методы обучения с подкреплением позволяют получить стратегию управления, адаптирующуюся к существенно нелинейной динамике, возникающей вследствие присутствия в системе деформируемых элементов, колебания которых необходимо гасить при достижении целевой ори-

ентации. Перспективным продолжением этой работы может стать изучение адаптации стратегии управления к изменениям параметров системы (например, к изменению свойств шарнирных соединений солнечных панелей с КА).

Литература

- [1] Wang Y., Ma Z., Yang Y., Wang Z., and Tang L. A new spacecraft attitude stabilization mechanism using deep reinforcement learning method // 8th European Conference for Aeronautics and Space Sciences (EUCASS), 2019. DOI: 10.13009/EUCASS2019-33
- [2] Vedant A.J.T., West M., Ghosh A. Reinforcement learning for spacecraft attitude control // Proceedings of the International Astronautical Congress. Washington DC, October 2019. Available at: <https://www.researchgate.net/project/Reinforcement-Learning-for-Co-Design> (accessed November 17, 2021).
- [3] Elkins J., Sood R., Rumpf C. Autonomous spacecraft attitude control using deep reinforcement learning // 71st International Astronautical Congress. The CyberSpace Edition, October 2020.
- [4] Tan V., Labrador JL, Talampas MC. MATA-RL: Continuous Reaction Wheel Attitude Control using the MATA Simulation Software and Reinforcement Learning // Small Satellite Conference: Proceedings of the AIAA/USU Conference. Project: PHL-50 Software, August 2021. Available at: <https://digitalcommons.usu.edu/smallsat/2021/all2021/246/> (accessed November 17, 2021).
- [5] Alazard D., Cumer C., Tantawi K. Linear dynamic modeling of spacecraft with various flexible appendages and on-board angular momentums // In ESA Guidance, Navigation, and Control Conference. 2008. Available at: https://www.researchgate.net/publication/265105698_Linear_Dynamic_Modeling_of_Spacecraft_With_Various_Flexible_Appendages (accessed November 17, 2021).

Reinforcement Learning for Attitude Control of a Spacecraft with Flexible Appendages

Valiullin Ayrat Anasovich

valiullin.aa@phystech.edu

Moscow Institute of Physics and Technology

Pritykin Dmitriy Arkadievich

pritykin.da@mipt.ru

Moscow Institute of Physics and Technology

Lukashevichus Alexey Arunasovich

lukashevichus.aa@phystech.edu

Moscow Institute of Physics and Technology

This study explores the reinforcement learning approach to constructing attitude control strategies for a LEO satellite with flexible appendages. Attitude control system actuated by a set of three reaction wheels is considered. The satellite is assumed to move in a circular low Earth orbit under the action of gravity-gradient torque, random disturbance torque, and oscillations excited in flexible appendages. The control policy for rest-to-rest slew manoeuvres is learned via the Proximal Policy Optimization technique.

Keywords: attitude control, flexible appendages, slew manoeuvres, reinforcement learning, proximal policy optimization

References

- [1] Wang Y., Ma Z., Yang Y., Wang Z., and Tang L. A new spacecraft attitude stabilization mechanism using deep reinforcement learning method. 8th European Conference for Aeronautics and Space Sciences (EUCASS), 2019. DOI: 10.13009/EUCASS2019-33

- [2] Vedant A.J.T., West M., Ghosh A. Reinforcement learning for spacecraft attitude control. Proceedings of the International Astronautical Congress. Washington DC, October 2019. Available at: <https://www.researchgate.net/project/Reinforcement-Learning-for-Co-Design> (accessed November 17, 2021).
- [3] Elkins J., Sood R., Rumpf C. Autonomous spacecraft attitude control using deep reinforcement learning. 71st International Astronautical Congress. The CyberSpace Edition, October 2020.
- [4] Tan V., Labrador JL, Talampas MC. (2021). MATA-RL: Continuous Reaction Wheel Attitude Control using the MATA Simulation Software and Reinforcement Learning Proceedings of the AIAA/USU Conference on Small Satellites, Mission Lessons, SSC21-WKIII-04. Available at: <https://digitalcommons.usu.edu/smallsat/2021/all2021/246/> (accessed November 17, 2021).
- [5] Alazard D., Cumer C., Tantawi K. Linear dynamic modeling of spacecraft with various flexible appendages and on-board angular momentums // In ESA Guidance, Navigation, and Control Conference. 2008. Available at: https://www.researchgate.net/publication/265105698_Linear_Dynamic_Modeling_of_Spacecraft_With_Various_Flexible_Appendages (accessed November 17, 2021).

УДК 629.78

Оптимизация миссий увода объектов крупного космического мусора на орбиты захоронения и динамика захвата этих объектов многозвенным манипулятором

Гришко Дмитрий Александрович

dim.gr@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Баранов Андрей Анатольевич

andrey_baranov@list.ru

Институт прикладной математики имени М.В. Келдыша РАН, РУДН

Щеглов Георгий Александрович

shcheglov_ga@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Рассмотрены миссии увода крупных объектов космического мусора на орбиты захоронения. Исследуемые объекты расположены в двух сферических слоях: на низких орбитах с высотами 700–1000 км и в окрестности геостационарной орбиты. Предложены схемы облета, основанные на использовании естественных возмущений орбиты, что позволяет заметно уменьшить затраты на маневрирование при перелетах между объектами. Доказана предпочтительность конкретного варианта увода объектов (буксировка или отделяемые модули) из обеих высотных зон, определено рациональное количество отделяемых модулей на борту одного космического аппарата. Проведено численное моделирование углового движения системы «космический аппарат — объект космического мусора». Выполнен анализ динамики захвата при различных начальных угловых скоростях объектов космического мусора. Представлены результаты расчета переходных колебательных процессов.

Ключевые слова: маневрирование, космический аппарат, крупный космический мусор, низкие околоземные орбиты, геостационарная орбита, схемы облета, варианты увода на орбиты захоронения, манипулятор, динамика процесса захвата, колебательный процесс, двигательный модуль, компоновочная схема, математическое моделирование

Начиная с 2013 года сотрудники ИПМ им. М.В. Келдыша РАН и МГТУ им. Н.Э. Баумана совместно работают [1] над проблемой увода крупных объектов космического мусора (ОКМ) с наиболее загрязненных околоземных орбит с использованием специального космического аппарата (КА). Под крупными ОКМ понимаются,

прежде всего, последние ступени ракет-носителей и разгонные блоки. Проводимые исследования охватывают низкие орбиты (5 групп объектов) с высотами 700–1100 км и окрестность геостационарной орбиты.

Последние три года ознаменовались успехами коммерческих компаний SSTL, Northrop Grumman и Astroscale при проведении экспериментов в миссиях «RemoveDebris», «MEV-1», «MEV-2» и «Elsa-D». Положительно были оценены и результаты более ранних миссий, например, «Orbital Express Advanced Technology» (DARPA) 2007 года. Устойчивый интерес к сервисным операциям, показываемый как бизнесом, так и космическими агентствами (JAXA, NASA, ESA, CNES), в перспективе приведет к возникновению востребованного рынка услуг по очистке ценного орбитального ресурса от нефункционирующих крупных объектов [2].

В докладе сравнивается эффективность двух основных вариантов миссий, которые могут быть организованы для увода нескольких ОКМ на орбиты захоронения (ОЗ). Первый вариант предполагает наличие на борту КА-сборщика модулей, оснащенных двигателем (далее — двигательные модули, ДМ), которые могут быть закреплены на ОКМ и независимо от КА-сборщика обеспечивают увод объекта на ОЗ. При втором варианте КА-сборщик играет роль буксира, уводя объекты на ОЗ и возвращаясь обратно за следующим объектом. Эффективность обоих вариантов увода ОКМ можно полноценно сравнить, используя оценки сухой массы КА-сборщиков и имея рассчитанные параметры маневров, обеспечивающих облет группы ОКМ [3].

При перелетах между объектами в случае низких орбит было целенаправленно использовано свойство прецессии долготы восходящего узла орбиты в нормальном гравитационном поле [4]. Последовательность облета объектов определяется при помощи портрета эволюции отклонений долгот восходящих узлов. При выборе «последовательной» схемы облета активный КА переводится на специально рассчитываемую орбиту ожидания, скорость прецессии которой отличается от скорости прецессии орбиты цели. При выборе «диагональной» схемы облета роль орбиты ожидания выполняет орбита очередного уводимого объекта [5, 6]. При маневрировании между ОКМ в окрестности геостационарной орбиты последовательность облета объектов определялась исходя из долговременной эволюции наклонения под действием земных и лунно-солнечных возмущений. Были рассмотрены две близкие по смыслу схемы облета объектов в приэкваториальной области [7, 8].

Динамика захвата ОКМ во многом определяется компоновочной схемой аппарата [9]. Захват объекта за сопло маршевого жидкостного ракетного двигателя осуществляется телескопическим многозвенным манипулятором. Для исследования переходного процесса, возникающего после захвата ОКМ, был использован программный пакет моделирования MSC Adams. Проведенное численное моделирование показало возможность компенсации значительных рассогласований в начальных условиях стыковки и возможность уменьшения угловой скорости системы «КА — ОКМ» после стыковки с 12 до 0,3 град/с [10].

В проведенном комплексном исследовании доказана возможность запуска КА-сборщика при помощи существующих средств выведения. Анализ показывает, что очистку ГСО целесообразно выполнять в соответствии со вторым вариантом увода при помощи КА, играющего роль буксира. Очистку низких орбит выгоднее осуществлять в соответствии с первым вариантом увода посредством двухступенчатого космического комплекса, состоящего из активного КА с некоторым количеством ДМ на борту. Проведенные расчеты позволяют утверждать, что очистка низких орбит обходится существенно дороже, чем очистка ГСО, следовательно, контролю населенности низких орбит должно уделяться повышенное внимание.

Литература

- [1] Баранов А.А., Гришко Д.А., Майорова В.И. Исследование затрат характеристической скорости, необходимой для обслуживания и восполнения спутниковых систем на круговых орбитах // Инженерный журнал: наука и инновации. 2013. № 3 (15). DOI: 10.18698/2308-6033-2013-3-642
- [2] Zelentsov V., Shcheglov G., Mayorova V., Biushkina T. Spacecrafts Service Operations as a Solution for Space Debris Problem // International Journal of Mechanical Engineering and Technology. 2018. Vol. 9. Iss. 7. Pp. 1503–1518.
- [3] Baranov A.A., Grishko D.A., Shcheglov G.A., Sholmin A.S., Stognii M.V., Kamenev N.D. Feasibility analysis of LEO and GEO large space debris de/re-orbiting taking into account launch mass of spacecraft-collector and its configuration layout // Advances in Space Research. 2021. Vol. 67. Pp. 371–383. DOI: 10.1016/j.asr.2020.09.005
- [4] Баранов А.А., Гришко Д.А. Вопросы минимизации затрат суммарной характеристической скорости, необходимой для обслуживания и восполнения спутниковых систем на некомпланарных круговых орбитах // Наука и образование: научное издание МГТУ им. Н.Э. Баумана. 2013. № 9. С. 289–312. DOI: 10.7463/0913.0598333
- [5] Гришко Д.А. Исследование схем облета объектов крупногабаритного космического мусора на низких орбитах: автореф. дисс. ... канд. физ.-мат. наук. М., ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, 2018. 24 с.
- [6] Баранов А.А., Гришко Д.А. Способ определения последовательности перелетов между объектами космического мусора при значительном отличии в долготе восходящего узла их орбит. Патент № 2688120 Российская Федерация, 2019.
- [7] Baranov A.A., Grishko D.A., Khukhrina O.I., Chen D. Optimal transfer schemes between space debris objects in geostationary orbit // Acta Astronautica. 2020. Vol. 169. Pp. 23–31. DOI: 10.1016/j.actaastro.2020.01.001
- [8] Баранов А.А., Гришко Д.А. Способ определения последовательности перелетов между объектами космического мусора в окрестности геостационарной орбиты. Патент № 2759026 Российская Федерация, 2021.
- [9] Щеглов Г.А., Стогний М.В. Космический комплекс для утилизации группы объектов крупногабаритного космического мусора. Патент № 2695155 Российская Федерация, 2019, бюл. № 21.
- [10] Mayorova V.I., Shcheglov G.A., Stognii M.V. Analysis of the space debris objects nozzle capture dynamic processed by a telescopic robotic arm // Acta Astronautica. 2021. Vol. 187. Pp. 259–270. DOI: 10.1016/j.actaastro.2021.06.013

Optimization of Missions of Removal of Large Space Debris Objects to Disposal Orbits and Dynamics of Capturing These Objects by a Multi-link Manipulator

Grishko Dmitriy Aleksandrovich

dim.gr@mail.ru

BMSTU

Baranov Andrey Anatolievich

andrey_baranov@list.ru

Keldysh Institute of Applied Mathematics of Russian Academy of Sciences, RUDN University

Shcheglov Georgy Aleksandrovich

shcheglov_ga@bmstu.ru

BMSTU

The report considers missions of removing large space debris objects to disposal orbits. The objects under study are located in two spherical layers: in low orbits with altitudes of 700–1000 km and in the vicinity of the geostationary orbit. The project is being jointly developed by a group of authors from Keldysh Institute of Applied Mathematics of the Russian Academy of Sciences and Bauman Moscow State Technical University. The proposed transfer schemes are based on the usage of natural perturbations of the orbit, which allows to significantly reduce maneuvering costs when flying between the objects. The preference of a particular variant of removing objects (tow-

ing or detachable units) from both altitude zones is proved, the rational number of detachable units on board one spacecraft is determined. Numerical simulation of the angular motion of the spacecraft-debris system was performed. Analysis of capture dynamics at different initial angular rates of the object was performed. The results of calculation of transient oscillatory processes are presented.

Keywords: maneuvers, spacecraft, large space debris, low near-circular orbits, geostationary orbit, transfer schemes, disposal variants, manipulator, dynamics of capture process, oscillatory process, propulsion module, design layout, mathematical simulation

References

- [1] Baranov A.A., Grishko D.A., Mayorova V.I. Issledovanie zatrat kharakteristicheskoy skorosti, neobkhodimoy dlya obsluzhivaniya i vospolneniya sputnikovykh sistem na krugovykh orbitakh [Research of characteristic velocity consumption required to maintain and replenish satellite constellations at the circular orbits]. Inzhenernyy zhurnal: nauka i innovatsii [Engineering journal: science and innovation], 2013, no. 3 (15). (In Russ.). DOI: 10.18698/2308-6033-2013-3-642
- [2] Zelentsov V., Shcheglov G., Mayorova V., Biushkina T. Spacecrafts Service Operations as a Solution for Space Debris Problem. International Journal of Mechanical Engineering and Technology, 2018, vol. 9, iss. 7, pp. 1503–1518.
- [3] Baranov A.A., Grishko D.A., Shcheglov G.A., Sholmin A.S., Stognii M.V., Kamenev N.D. Feasibility analysis of LEO and GEO large space debris de/re-orbiting taking into account launch mass of spacecraft-collector and its configuration layout. Advances in Space Research, 2021, vol. 67, pp. 371–383. DOI: 10.1016/j.asr.2020.09.005
- [4] Baranov A.A., Grishko D.A. Voprosy minimizatsii zatrat summarnoy kharakteristicheskoy skorosti, neobkhodimoy dlya obsluzhivaniya i vospolneniya sputnikovykh sistem na nekomplanarnykh krugovykh orbitakh [Problems of minimizing summary characteristic velocity required for maintenance and replenishment of satellite systems at non-coplanar circular orbits]. Nauka i obrazovanie: nauchnoe izdanie MGTU im. N.E. Baumana [Science and Education of Bauman MSTU], 2013, no. 9, pp. 289–312. (In Russ.). DOI: 10.7463/0913.0598333
- [5] Grishko D.A. Issledovanie skhem obleta ob"ektov krupnogabaritnogo kosmicheskogo musora na nizkikh orbitakh. Avtoref. Diss. cand. fiz.-mat. nauk. [Investigation of flight patterns of large-sized space debris objects in low orbits. Abs. Diss. cand. phys.-math. sci.]. Moscow, IPM im. M.V.Keldysha RAN Publ., 2018, 24 p. (In Russ.).
- [6] Baranov A.A., Grishko D.A. Sposob opredeleniya posledovatel'nosti pereletov mezhdu ob"ektami kosmicheskogo musora pri znachitel'nom otlichii v dolgote voskhodyashchego uzla ikh orbit [Method of determining the sequence of flights between objects of space debris with a significant difference in the longitude of the ascending node of their orbits]. Patent RF no. 2688120, 2019. (In Russ.).
- [7] Baranov A.A., Grishko D.A., Khukhrina O.I., Chen D. Optimal transfer schemes between space debris objects in geostationary orbit. Acta Astronautica, 2020, vol. 169, pp. 23–31. DOI: 10.1016/j.actaastro.2020.01.001
- [8] Baranov A.A., Grishko D.A. Sposob opredeleniya posledovatel'nosti pereletov mezhdu ob"ektami kosmicheskogo musora v okrestnosti geostatsionarnoy orbity [A method for determining the sequence of flights between space debris objects in the vicinity of a geostationary orbit]. Patent RF no. 2759026, 2021. (In Russ.).
- [9] Shcheglov G.A., Stogniy M.V. Kosmicheskii kompleks dlya utilizatsii gruppy ob"ektov krupnogabaritnogo kosmicheskogo musora [A space complex for the disposal of a group of objects of large-sized space debris]. Patent RF no. 2695155, 2019, byul. no. 21. (In Russ.).
- [10] Mayorova V.I., Shcheglov G.A., Stognii M.V. Analysis of the space debris objects nozzle capture dynamic processed by a telescopic robotic arm. Acta Astronautica, 2021, vol. 187, pp. 259–270. DOI: 10.1016/j.actaastro.2021.06.013

УДК 629.78

Обобщенная формула Резерфорда и оптимизация пучкового моделирования гравитационных маневров в Солнечной системе

Грушевский Алексей Васильевич alexgrush@rambler.ru
Институт прикладной математики имени М.В. Келдыша РАН

Голубев Юрий Филиппович tipamac@yandex.ru
Институт прикладной математики имени М.В. Келдыша РАН

Корянов Виктор Владимирович korianov@keldysh.ru
Институт прикладной математики имени М.В. Келдыша РАН

Тучин Андрей Георгиевич tag@kiam1.rssi.ru
Институт прикладной математики имени М.В. Келдыша РАН

Тучин Денис Андреевич tipamack137@gmail.com
Институт прикладной математики имени М.В. Келдыша РАН

Формула Резерфорда для рассеяния заряженных α -частиц в кулоновском поле может быть легко обобщена на случай гравитационного рассеяния с учетом факта инвариантности этой формулы относительно знака силы (притягивающей либо отталкивающей). Одним из типов гравитационного рассеяния в Солнечной системе являются гравитационные маневры. В работе для них по аналогии введено эффективное гравитационное сечение рассеяния и получены обобщенные формулы Резерфорда для гравитационного рассеяния. В результате их анализа получены гарантирующие полуаналитические оценки для достаточного числа виртуальных траекторий космических аппаратов в пучке при моделировании гравитационных маневров около массивных тел Солнечной системы, обеспечивающего реализацию итерационной процедуры поиска баллистических сценариев межпланетных миссий. Особую роль здесь приобретает гарантированное проведение синтеза цепочек гравитационных маневров с переотскоками при необходимости изменить асимптотическую скорость космического аппарата относительно планеты.

Ключевые слова: гравитационное рассеяние, пучки траекторий, обобщенная формула Резерфорда, дуплетные гравитационные маневры

В астродинамике баллистический анализ полетов космических аппаратов в дальнем космосе с использованием гравитационных маневров (по существу, с использованием гравитационного рассеяния массивными телами Солнечной системы) обычно выполняется с использованием традиционного исследования конечного набора задач Коши и Ламберта. Изучение и описание подобных процессов в физике (кулоновское рассеяние заряженных частиц) осуществляется по-другому — с введением пучка заряженных частиц — совместно направленного компактного потока однородных частиц [1, 2]. В последние годы при решении задач баллистического анализа и построении адаптивных сценариев для проведения гравитационных маневров (ГМ) космических аппаратов в астродинамике также наблюдается тенденция использовать пучковые алгоритмы для синтеза точных требуемых траекторий космических аппаратов (КА), обеспечиваемых интегрированием в полных эфемеридах [3, 4]. Здесь вместо ансамбля заряженных частиц пучок представляет собой набор виртуальных траекторий космических аппаратов с почти одинаковой асимптотической скоростью [3]. В этом контексте представляет интерес синтезировать оба подхода для решения

конкретных задач баллистического анализа с гравитационным рассеянием: гравитационный [3] и кулоновский [2].

При баллистическом проектировании постановка вычислительного эксперимента и само моделирование происходит в направлении, обратном опыту Резерфорда по анализу рассеяния заряженных частиц. Значение резерфордовского телесного угла (на конце справа) не является здесь известной величиной. Напротив, величина продольной дальности на левом конце становится априорно задаваемым проектным значением согласно соответствующей задаче Коши начальной трубкой виртуальных траекторий КА.

В традиционной постановке пучкового баллистического проектирования на левом конце моделирования формируется равномерно распределенная трубка виртуальных траекторий КА. Таким образом, ситуация становится идентичной постановке опытов Резерфорда по атомному рассеянию. В дальнейшем производится протяжка трубки виртуальных траекторий через ГМ путем интегрирования согласно точным эфемеридам. Производится селекция полученных траекторий. Для дальнейшего моделирования оставляются только те траектории, которые при дальнейшей протяжке «дуплетом» попадают во вторичную целевую планету. Ценность найденного набора таких траекторий состоит в их достоверности, «действительности», поскольку они выстроены в реальных эфемеридрах и не требуют решения каскада итерационных процедур и задач Ламберта. В свою очередь каждая из них может использоваться в качестве опорной оси для нового пучка с локализацией и углубленной детализацией [3, 4].

Для сохранения рекуррентности в алгоритме поиска сценариев ГМ необходима хотя бы одна попадающая в новую планету виртуальная траектория КА. После совершения ГМ около текущей цели мы должны «увидеть» следующую по курсу целевую планету. Поэтому определяющую роль в ее обнаружении приобретает достаточность плотности траекторий КА в трубке на выходе из сферы действия планеты, обеспечивающая «схват» попутно встреченной планеты. Ситуация с первичным обнаружением целевой планеты с помощью ГМ-рассеянной трубки виртуальных траекторий осложняется ее резерфордовской неравномерностью [3].

Многим исследователям-баллистикам знакома проблема неустойчивости, возникающая при эксплуатации итерационных процедур в процессе моделирования цепочек ГМ. В первую очередь речь идет о сходимости метода Ньютона (и его модификаций) при вычислении действительных эфемеридных траекторий КА по прообразу найденного решения задачи Эйлера — Ламберта. Одна из причин кроется в гиперболическом расхождении соседних виртуальных траекторий КА в процессе ГМ. Соседние траектории не только расходятся с большим градиентом, но, перед этим, ещё и взаимно пересекаются. В результате численного моделирования возникает существенный промах пробной эфемеридной траектории КА мимо планеты-мишени. Использование пучков траекторий повышает вероятность встречи с планетой хотя бы одной из них. При этом, однако, всё равно требуется достаточная плотность рассеянного пучка, не позволяющая проскочить планете-мишени сквозь ячейку пучка инкогнито. Зачастую это требует рассмотрения миллионов виртуальных вариантов [3, 4].

Для гравитационного рассеяния можно вывести аналитическую формулу [3], которая является аналогом формулы Резерфорда для кулоновского рассеяния α -частиц [1, 2]. Она выражает зависимость вероятности объемного распределения траекторий рассеянных гравитационным маневром космических аппаратов от начальной дальности прицеливания и показывает, что количество рассеянных виртуальных траекторий

космических аппаратов резко уменьшается в соответствии с биквадратичной зависимостью от дальности прицеливания.

Полученные аналитические законы гравитационного рассеяния [3] являются ключом для эффективного моделирования гравитационных маневров. С их использованием может быть компенсирована проблема нелинейной неравномерности рассеянного пучка, выражаемая обобщенным законом Резерфорда. Действительно, при равномерном распределении виртуальных траекторий в трубке виртуальных траекторий, наиболее эффективные траектории КА, в смысле воздействия на них ГМ, то есть наиболее близко пролетающие над ГМ - планетой, оказываются затем и наиболее «одиночными» [3, 4]. Вероятность проскока фронта рассеянных траекторий мимо планеты-мишени велика. Однако при изменении закона распределения плотности начальных виртуальных траекторий в пучке, то есть при уходе от равномерной плотности, ситуация может кардинально поменяться. Вместо равномерного распределения траекторий следует генерировать начальную трубку виртуальных траекторий с их неоднородным, концентрическим распределением [3].

В итоге на выходе из ГМ формируется равномерно рассеянный гравитацией (инвариантный относительно прицельной дальности и угла разворота вектора асимптотической скорости КА пучок виртуальных траекторий КА, что позволяет значительно уменьшить необходимое количество моделируемых вариантов.

Резюмируем вышесказанное. Формула Резерфорда для рассеяния заряженных а-частиц в кулоновском поле может быть естественно обобщена на случай гравитационного рассеяния, учитывая факт инвариантности этой формулы относительно знака силы (притягивающей либо отталкивающей). Между тем одним из типов гравитационного рассеяния в Солнечной системе являются гравитационные маневры (ГМ). В работе для ГМ, по аналогии, вводится эффективное гравитационное сечение рассеяния и получена обобщенная формула Резерфорда для гравитационного рассеяния (в частности, она может быть выписана как функция прицельной дальности).

В результате проведения анализа полученных соотношений открывается возможность для получения полуаналитических гарантирующих оценок плотности пучка виртуальных траекторий КА при моделировании ГМ около массивных тел Солнечной системы и для формирования эффективного распределения этой плотности. Это позволяет построить высокоэффективную рекуррентную процедуру поиска баллистических сценариев межпланетных миссий с использованием гравитационных маневров.

Литература

- [1] Резерфорд Э. Избранные научные труды. Строение атома и искусственное превращение элементов. М.: Наука, 1972. 533 с.
- [2] Ландау Л.Д., Лифшиц Е.М. Механика. М.: Наука, 1988. 215 с.
- [3] Голубев Ю.Ф., Грушевский А.В., Корянов В.В., Тучин А.Г., Тучин Д.А. Обобщенная формула Резерфорда и оптимизация пучкового моделирования гравитационных маневров в Солнечной системе // Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша. 2021. № 6. 31 с. DOI: 10.20948/prepr-2021-6
- [4] Голубев Ю.Ф., Грушевский А.В., Корянов В.В., Тучин А.Г. Гравитационные маневры космического аппарата в системе Юпитера // Известия РАН. Сер. Теория и системы управления. 2014. № 3. С. 149–167. DOI: 10.7868/S0002338814030081

Rutherford's Extended Formula and the Optimization of Gravity Assists Beams in the Solar System

Grushevskii Alexey Vasilyevich

alexgrush@rambler.ru

Keldysh Institute of Applied Mathematics of Russian Academy of Sciences

Golubev Yury Filippovich

tipamac@yandex.ru

Keldysh Institute of Applied Mathematics of Russian Academy of Sciences

Koryanov Victor Vladimirovich

korianov@keldysh.ru

Keldysh Institute of Applied Mathematics of Russian Academy of Sciences

Tuchin Andrey Georgievich

tag@kiam1.rssi.ru

Keldysh Institute of Applied Mathematics of Russian Academy of Sciences

Tuchin Denis Andreevich

tipamack137@gmail.com

Keldysh Institute of Applied Mathematics of Russian Academy of Sciences

Rutherford's formula for the charged α -particles scattering in the Coulomb field can be easily generalized to the case of gravitational scattering, given the fact that this formula is invariant with respect to the sign of the force (attracting or repelling). One of types of the gravitational scattering in the Solar system are the gravity assist maneuvers. In the paper, an effective gravitational scattering cross section is introduced for them in this analogy and the extended Rutherford formulas for gravitational scattering are obtained. As result the semi-analytical guaranteeing estimates are derived for the sufficient number of a spacecraft' virtual trajectories in a beam when simulating gravity assist maneuvers around the Solar system massive bodies which are forming the unceasing procedure for searching for the interplanetary ballistic scenarios. A special role here is assured by the guaranteed synthesis of the bang-bang gravity assists chains if it is necessary to change the asymptotic velocity of the spacecraft relative to the planet

Keywords: *gravitational scattering, trajectory beams, extended Rutherford's formula, bang-bang gravity assists*

References

- [1] Rezerford E. Izbrannye nauchnye trudy. Stroenie atoma i iskusstvennoe prevrashchenie elementov [Selected scientific works. The structure of the atom and the artificial transformation of elements]. Moscow, Nauka Publ., 1972, 533 p. (In Russ.).
- [2] Landau L.D., Lifshits E.M. Mekhanika [Mechanics]. Moscow, Nauka Publ., 1988, 215 p. (In Russ.).
- [3] Golubev Yu.F., Grushevskii A.V., Koryanov V.V., Tuchin A.G., Tuchin D.A. Obobshchennaya formula Rezerforda i optimizatsiya puchkovogo modelirovaniya gravitatsionnykh manevrov v Solnechnoi sisteme [Generalized Rutherford formula and optimization of beam modeling of gravitational maneuvers in the Solar system]. Preprinty IPM im. M.V. Keldysha [Preprints of KIAM RAS], 2021, iss. 6, 31 p. DOI: 10.20948/prepr-2021-6 (In Russ.).
- [4] Golubev Yu.F., Grushevskii A.V., Koryanov V.V., Tuchin A.G. Gravitatsionnye manevry kosmicheskogo apparata v sisteme Yupitera [Gravitational maneuvers of a spacecraft in the Jupiter system]. Izvestiya RAN. Ser. Teoriya i sistemy upravleniya [News of the Russian Academy of Sciences. Ser. Theory and control systems], 2014, iss. 3, pp. 149–167. DOI: 10.7868/S0002338814030081 (In Russ.).

УДК 521.3

Расширение областей посадки на поверхности Венеры с использованием резонансной орбиты

Зубко Владислав Александрович

werrert2014@yandex.ru

Институт космических исследований РАН

Эйсмонт Натан Андреевич

natan-eismont@yandex.ru

Институт космических исследований РАН

Беляев Андрей Алексеевич

don.beliae2012@gmail.com

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Федяев Константин Сергеевич

ksfedyaev@gmail.com

Институт космических исследований РАН

Симонов Александр Владимирович

devarao@yandex.ru

АО «НПО Лавочкина»

Рассмотрена задача расширения достижимых областей посадки на поверхности Венеры с помощью гравитационного маневра, переводящего космический аппарат на резонансную с Венерой орбиту с соотношением периодов 1:1 к орбитальному периоду Венеры. Продемонстрировано, что такой подход позволяет добиться значительного расширения достижимых областей посадки (свыше 70 %) и в некоторых случаях обеспечить доступ к любой точке на поверхности Венеры.

Ключевые слова: Венера, гравитационный маневр, резонансная орбита, посадка

Российско-американский проект «Венера-Д» направлен на проведение долговременных исследований поверхности и атмосферы Венеры [1]. В рамках этого проекта предполагается отправить к Венере космический аппарат (КА), состоящий из орбитального модуля и посадочного аппарата. Орбитальный аппарат за несколько суток до подлета к Венере отделяется от перелетного космического аппарата для того, чтобы в последующем выйти на суточную околовенерианскую орбиту, параметры которой на данный момент находятся в стадии разработки [1].

Неотъемлемой частью проекта «Венера-Д» является определение доступных мест посадки на поверхности Венеры [1–5]. Прежде всего, такая задача появляется из-за невозможности совершить посадку в любом месте на поверхности Венеры вследствие малой продолжительности окна старта с Земли (примерно 2 недели от оптимальной даты старта), а также ограничения на максимально допустимую перегрузку. Дополнительным фактором, снижающим число достижимых мест посадки при полете в пределах окна старта, является низкая угловая скорость вращения Венеры. Самым простым решением задачи могло бы стать расширение окна старта с Земли, однако такая возможность ограничена величиной характеристической скорости ΔV . Другой способ — использование промежуточной околовенерианской орбиты для последующего схода в требуемом месте или использование спускаемого аппарата, позволяющего осуществлять аэродинамические маневры в атмосфере Венеры и тем самым осуществлять посадку в требуемом месте. Однако все эти методы требуют либо высоких затрат на характеристическую скорость, либо конструирования принципиально нового облика для спускаемого аппарата.

Особенностью же данного исследования является демонстрация новой методики расширения достижимых областей посадки. Суть ее заключается в использовании гравитационного поля Венеры для перевода КА на гелиоцентрическую орбиту, резонансную с орбитой Венеры с соотношением периодов 1:1. В предлагаемом исследовании рассматриваются окна старта с 2029 по 2034 г. Показывается применение методики на конкретном примере посадки в заданный и недоступный, при использовании традиционных подходов, район на поверхности Венеры (Imdr Regio). Демонстрируется, что ее применение позволяет добиться значительного расширения достижимых областей посадки (свыше 70 %) и в некоторых случаях обеспечить доступ к любой точке на поверхности Венеры.

Отметим, что похожие методики используются для управления космическим аппаратом в системе Юпитера. Например, в проекте «Лаплас-П» предполагается использовать гравитационные маневры у Ганимеда и Каллисто для перехода на резонансные с Ганимедом орбиты и последующего снижения относительной скорости КА у Ганимеда. Проект Europa Clipper предполагает переход на резонансные орбиты с целью многократных встреч со спутником Юпитера Европой. Также, похожий подход, а именно использование гравитационных маневров у спутников планет для перехода на резонансные орбиты предлагается для проектов миссий исследования Сатурна.

Литература

- [1] Эйсмонт Н.А., Засова Л.В., Симонов А.В., Коваленко И.Д., Горинов Д.А., Аббакумов А.С., Бобер С.А. Сценарий и траектория миссии «Венера-Д» // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2018. № 4. С. 11–18.
- [2] Eismont N.A., Zubko V.A., Belyaev A.A., Zasova L.V., Gorinov D.A., Simonov A.V., Nazirov R.R., Fedyaev K.S. Gravity assists maneuver in the problem of extension accessible landing areas on the Venus surface // Open Astronomy. 2021. Vol. 30, no. 1. Pp. 103–109.
- [3] Eismont N.A., Nazirov R.R., Fedyaev K.S. et al. Resonant orbits in the problem of expanding the reachable landing areas on the surface of Venus // Astronomy Letters. 2021. Vol. 47, no. 5. Pp. 316–330.
- [4] Zubko V. A., Belyaev A.A., Eismont N.A. et al. Landing on the Venus surface with gravity assist // The Eleventh Moscow Solar System Symposium 11M-S3. Moscow, 2020. P. 377.
- [5] Эйсмонт Н.А., Назиров Р.Р., Федяев К.С. и др. Резонансные орбиты в задаче расширения достижимых областей посадки на поверхности Венеры // Письма в Астрономический журнал. 2021. Т. 47, № 5. С. 352–367.
- [6] Симонов А.В., Ковалева С.Д., Гордиенко Е.С. и др. Особенности проектирования траекторий перспективных космических аппаратов для исследования Венеры // XLV Академические чтения по космонавтике (Королёвские чтения – 2021). М., 2021. С. 395–397.

Landing on the Surface of Venus Using a Resonant Orbit

Zubko Vladislav Aleksandrovich

werrert2014@yandex.ru

Space Research Institute of the Russian Academy of Sciences

Eismont Natan Andreevich

natan-eismont@yandex.ru

Space Research Institute of the Russian Academy of Sciences

Belyaev Andrey Alekseevich

don.beliae2012@gmail.com

BMSTU

Fedyayev Konstantin Sergeevich

ksfedyayev@gmail.com

Space Research Institute of the Russian Academy of Sciences

Simonov Aleksandr Vladimirovich

devarao@yandex.ru

Lavochkin Association

A new technique for expanding the achievable landing area has been demonstrated. Its essence is to use the gravitational field of Venus to transfer the spacecraft to a heliocentric orbit, resonant with the orbit of Venus with a period ratio of 1:1. The proposed study considers launch windows from 2029 to 2034. The application of the proposed technique in some examples is shown. It is demonstrated that its application makes it possible to achieve a significant expansion of achievable landing areas (over 70%) and, in some cases, to provide access to any point on the surface of Venus.

Keywords: landing, Venus, gravity assist maneuver, resonant orbit

References

- [1] Eismont N.A., Zasova L.V., Simonov A.V., Kovalenko I.D., Gorinov D.A., Abbakumov A.S., Bober S.A. Stsenarii i traektoriya missii "Venera-D" [Scenario and trajectory of the Venus-D mission]. Vestnik NPO im. SA Lavochkina, 2018, no. 4, pp. 11–18. (In Russ.).
- [2] Eismont N.A., Zubko V.A., Belyaev A.A., Zasova L.V., Gorinov D.A., Simonov A.V., Nazirov R.R., Fedyayev K.S. Gravity assists maneuver in the problem of extension accessible landing areas on the Venus surface. Open Astronomy, 2021, vol. 30, no. 1, pp. 103–109.
- [3] Eismont N.A., Nazirov R.R., Fedyayev K.S. et al. Resonant orbits in the problem of expanding the reachable landing areas on the surface of Venus. Astronomy Letters, 2021, vol. 47, no. 5, pp. 316–330.
- [4] Zubko V. A., Belyaev A.A., Eismont N.A. et al. Landing on the Venus surface with gravity assist. The Eleventh Moscow Solar System Symposium 11M-53, Moscow, 2020, p. 377.
- [5] Eismont N.A., Nazirov R.R., Fedyayev K.S. i dr. Rezonansnye orbity v zadache rasshireniya dostizhimykh oblastei posadki na poverkhnosti Venery [Resonant orbits in the problem of expanding achievable landing areas on the surface of Venus]. Pis'ma v Astronomicheskii zhurnal [Letters to the Astronomical Journal], 2021, vol. 47, no. 5, pp. 352–367. (In Russ.).
- [6] Simonov A.V., Kovaleva S.D., Gordienko E.S. i dr. Osobennosti proektirovaniya traektorii perspektivnykh kosmicheskikh apparatov dlya issledovaniya Venery [Features of designing trajectories of promising spacecraft for exploring Venus]. XLV Akademicheskie chteniya po kosmonavtike (Korolevskie chteniya – 2021) [XLV Academic readings on cosmonautics (Korolev Readings – 2021)]. Moscow, 2021, pp. 395–397. (In Russ.).

УДК 629.78

Анализ стратегий управления движением при коллокации геостационарных спутников в окрестности точки стояния +95 градусов

Иванов Сергей Геннадьевич isgsial@mail.ru
АО НТПП «Комплексное развитие технологий»

Баранов Андрей Анатольевич andrey_baranov@list.ru
Институт прикладной математики имени М.В. Келдыша РАН

Чернов Никита Владимирович nikita145@yandex.ru
АО «Астрономический научный центр»

Гришко Дмитрий Александрович dim.gr@mail.ru
МГТУ им. Н.Э. Баумана

Рассмотрены особенности коллокации геостационарных космических аппаратов, находящихся в окрестности точки 95° восточной долготы. Поводом для выполнения работы стал факт опасного сближения в 2014 г. российского аппарата «Луч-5В» со спутниками NSS-6 (Нидерланды) и SES-8 (Люксембург). В результате моделирования были рассчитаны траектории этих объектов на полугодовом интервале. Их анализ показал принципиальные различия в стратегии поддержания орбитальной позиции исследуемых спутников. На основании результатов измерений можно сделать вывод о том, что в условиях складывавшейся опасной оперативной обстановки операторы не имели возможности согласовать между собой принципы управления относительным движением. С целью обеспечения безопасного использования совместной рабочей области вблизи точки стояния была предложена схема расчета маневров уклонения.

Ключевые слова: космический аппарат, маневрирование, коллокация, опасные сближения, геостационарная орбита, численный прогноз

В настоящее время распределение функционирующих космических аппаратов (КА) вдоль геостационарной орбиты (ГСО) является неравномерным [1], что означает близкое, т. е. в пределах доли градуса, расположение точек стояния по отношению друг к другу. Эта ситуация осложняется разными стратегиями поддержания орбитальной позиции и тенденцией к появлению спутниковых групп. В результате рабочие области разных КА могут пересекаться или совпадать. Таким образом, выявление факта опасных сближений объектов и разработка схем уклонения от столкновений являются актуальными задачами, особенно с учетом ограниченного ресурса ГСО [2].

КА «Луч-5В», удерживаемый в диапазоне долготы $95 \pm 0,2^\circ$, совершал суточно-периодические колебания, напомиравшие петлю. Орбита аппарата имела достаточно высокое для ГСО наклонение. В «наивысшей» точке он отдалялся от плоскости экватора на расстояние около 3000 км. Управление аппаратом происходило по предельной фазовой траектории путем варьирования значения большой полуоси орбиты [3]. Периодичность исполнения маневров хорошо соответствовала классической для ГСО схеме поддержания, параметры которой могут быть оценены аналитически. На фоне суточных колебаний КА относительно точки стояния был замечен общий периодический тренд. Идентификация маневров коррекции основывалась на скачкообразном изменении эксцентриситета орбиты одновременно с изменением ее большой полуоси. Однако эти маневры не изменяли характер общего эволюционного движения,

поэтому был сделан вывод о том, что вектор эксцентриситета, как и остальные элементы орбиты, не являлся параметром управления. Следовательно, КА «Луч-5В» управлялся по предельной фазовой кривой [4], в процессе управления которой корректируют скорость дрейфа КА вдоль ГСО в сторону номинальной точки стояния. Для такой стратегии управления существуют методики расчета величин импульсов скорости и времени их исполнения [5].

Рабочие области КА SES-8 и NSS-6 полностью совпадали, аппараты удерживались в диапазоне $95 \pm 0,04^\circ$, наклонение их орбит было близким к нулю. В качестве главного параметра управления выступал вектор эксцентриситета орбиты. Это заметно при отображении совместного движения этих КА в координатах (e_x, e_y) . У данного метода есть множество вариаций, имеющих общее принципиальное сходство: корректируя эволюционное изменение векторов эксцентриситета можно обеспечить гарантированное минимальное расстояние между объектами [6]. Метод позволяет эффективно обеспечивать безопасное относительное движение в ограниченной области пространства, однако требует постоянной координации действий операторов КА.

По итогам анализа существующих схем безопасной коллокации были разработаны критерии выбора стратегии поддержания для выведения нового космического аппарата на ГСО:

- наличие особенностей состояния орбитальной группировки в номинальной точке стояния;
- наличие понятных схем поддержания «смежных» аппаратов и информации о параметрах их орбит, что позволит точнее прогнозировать движение и планировать управление КА, не создавая опасных сближений;
- наличие координации между центрами управления различными спутниками вблизи одной точки стояния.

При полном отсутствии информации о схемах поддержания орбиты «смежных» спутников наиболее безопасной представляется стратегия своевременного прогнозирования опасных сближений и уклонения от них. Поэтому для космического аппарата, имеющего общую рабочую область с другими независимо управляемыми спутниками, была предложена схема расчета маневров уклонения. В ее основе лежит разведение объектов вдоль орбиты за счет исполнения трансверсального импульса скорости за несколько витков до предполагаемого момента столкновения. Альтернативой является маневр, исполняемый за полвитка или за полтора витка до момента столкновения и обеспечивающий уклонение по высоте. Во втором варианте могут применяться и радикальные импульсы скорости, которые вследствие своей малости не изменяют период орбиты, однако менее эффективны с энергетической точки зрения [7].

Литература

- [1] Каталог космических объектов Celestrack. URL: <https://celestrak.com/> (дата обращения 24.11.2021).
- [2] Степанов А., Акимов А., Гриценко А., Чазов В. Особенности построения и эксплуатации орбитальных группировок систем спутниковой связи // Спутниковая связь и вещание. 2016. URL: <http://lib.tssonline.ru/articles2/sputnik/osobennosti-postroeniya-i-ekspluatatsii-orbitalnyh-gruppirovok-sistem-sputnikovoy-svyazi> (дата обращения 24.11.2021)
- [3] Бордовицына Т.В., Авдюшев В.А., Теория движения искусственных спутников Земли. Аналитические и численные методы. Томск: Изд-во Том. ун-та, 2007. 178 с.

- [4] Чернявский Г. М., Бартнев В. А., Малышев В. А. Управление орбитой стационарного спутника. М.: Машиностроение, 1984. 144 с.
- [5] Chao-Chun "George" Chao. Applied orbit perturbation and maintenance. Aerospace Press, 2005. 264 с.
- [6] Hengnoan Li. Geostationary Satellites Collocation. National Defense Industry Press, Beijing and Springer-Verlag Berlin Heidelberg, 2014.
- [7] Мельников Е.К. Строительство Международной космической станции. Королёв: ЦНИИмаш, 2009. 161 с.

Analysis of Motion Control Strategies in Case of Collocation of Geostationary Satellites in the Vicinity of the +95 Degree Longitude Point

Ivanov Sergey Gennadevich

isgsial@mail.ru

JSC NTPP "Integrated Technology Development"

Baranov Andrey Anatolievich

andrey_baranov@list.ru

Keldysh Institute of Applied Mathematics of Russian Academy of Sciences

Chernov Nikita Vladimirovich

nikita145@yandex.ru

JSC "Astronomical Scientific Center"

Grishko Dmitriy Aleksandrovich

dim.gr@mail.ru

BMSTU

The paper considers the peculiarities of collocation of geostationary spacecraft located in the vicinity of the point of 95° east longitude. The reason for the work was the fact of dangerous conjunction in 2014 between the Russian satellite "Luch-5V", the satellites NSS-6 (the Netherlands) and SES-8 (Luxembourg). As a result of simulation, the trajectories of these objects were calculated for a half-year interval. Their analysis showed fundamental differences in the strategy of maintaining the orbital position of the studied satellites. Based on the results of the measurements, one can conclude that under the conditions of the emerging dangerous operational situation, the operators were not able to coordinate the principles of relative motion control among themselves. In order to ensure safe usage of the joint working area near the nominal orbital position, a scheme for calculating avoidance maneuvers was proposed.

Keywords: spacecraft, maneuver execution, collocation, dangerous conjunctions, geostationary orbits, numerical propagation

References

- [1] Katalog kosmicheskikh ob"ektov Celestrack [Satellite Catalogue from Celestrack]. Available at: <https://celestrak.com/> (accessed November 24, 2021). (In Russ.).
- [2] Stepanov A., Akimov A., Gritsenko A., Chazov V. Osobennosti postroeniya i ekspluatatsii orbital'nykh gruppировок sistem sputnikovoy svyazi [Features of construction and operation of orbital groupings of satellite communication systems]. Sputnikovaya svyaz' i veshchanie [Satellite communications and broadcasting], 2016. Available at: <http://lib.tssonline.ru/articles2/sputnik/osobennosti-postroeniya-i-ekspluatatsii-orbitalnyh-gruppировок-sistem-sputnikovoy-svyazi> (accessed November 24, 2021). (In Russ.).
- [3] Bordovitsyna T.V., Avdyushev V.A., Teoriya dvizheniya iskusstvennykh sputnikov Zemli. Analiticheskie i chislennye metody [Theory of motion of artificial Earth satellites. Analytical and numerical methods]. Tomsk, Izd-vo Tom. un-ta Publ., 2007, 178 p. (In Russ.).
- [4] Chernyavskii G. M., Bartnev V. A., Malyshev V. A. Upravlenie orbitoi stacionarnogo sputnika [Orbit control of a stationary satellite]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1984, 144 p. (In Russ.).

- [5] Chao-Chun «George» Chao. Applied orbit perturbation and maintenance. Aerospace Press, 2005, 264 с.
- [6] Hengnoan Li. Geostationary Satellites Collocation. National Defense Industry Press, Beijing and Springer-Verlag Berlin Heidelberg, 2014.
- [7] Mel'nikov E.K. Stroitel'stvo Mezhdunarodnoi kosmicheskoi stantsii [Construction of the International Space Station]. Korolev, TsNIImash Publ., 2009, 161 p. (In Russ.).

УДК 629.78

Исследование алгоритмов управления движением космического аппарата при сближении с некооперирующим объектом космического мусора

Иванов Данил Сергеевич

danilivanovs@gmail.com

Институт прикладной математики имени М.В. Келдыша РАН

Ахлумади Махди реза

akhloumadi@gmail.com

Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет)

Козин Филипп Александрович

filippk83@yandex.ru

Институт прикладной математики имени М.В. Келдыша РАН

Рассмотрена задача управления движением космического аппарата для сближения с некооперирующим объектом космического мусора для последующего захвата. Предложены алгоритмы управления на основе метода SDRE (State Dependent Riccati Equation) и на основе искусственных потенциалов для относительного поступательного и углового движения космического аппарата и проведено аналитическое и численное исследование управляемого движения. Выполнено сравнение алгоритмов с точки зрения скорости сходимости и затрат характеристической скорости. Проанализированы их особенности при применении к задаче сближения для захвата объекта космического мусора.

Ключевые слова: управление движением, космический мусор, аэродинамический стол, искусственные потенциалы

В работе рассматривается задача управления движением космического аппарата для сближения с некооперирующим объектом космического мусора для последующего захвата. Предполагается, что на борту космического аппарата установлены двигатели для управления движением центра масс, а также маховики для управления угловым движением. Относительное движение некооперирующего объекта космического мусора считается известным, оно может быть определено с помощью лазерного дальномера или с помощью других оптических датчиков [1]. Для обеспечения захвата требуется обеспечить такое относительное положение и относительную ориентацию, чтобы система захвата оказалась в некоторой окрестности относительно заданной точки на поверхности объекта космического мусора. В качестве системы захвата можно рассматривать роботизированный манипулятор или магнитный захват, с помощью этих систем предполагается возможным закрепиться на поверхности объекта космического мусора. При этом в алгоритме управления принимается во внимание ограничения на максимальную допустимую величину тяги двигателя и на максимальный кинетический и управляющий моменты маховиков. В общем случае объект космического мусора совершает произвольное угловое движение в соответствии с динамическими уравнениями Эйлера согласно заданным начальным условиям.

Также предполагается, что захват объекта возможен только в одной точке на его поверхности.

Для решения поставленной задачи были разработаны новые и адаптированы существующие математические модели, описывающие динамику относительного движения космического аппарата относительно некооперирующего объекта на стадии подлета с учетом ограничений малых космических аппаратов по возможностям управления. Предложен алгоритм управления на основе метода SDRE (State Dependent Riccati Equation) для относительного поступательного и углового движения космического аппарата и проведено аналитическое и численное исследование управляемого движения космического аппарата на этапе сближения с некооперирующим объектом космического мусора [2, 3]. Также разработан алгоритм управления на основе метода виртуальных потенциалов для обеспечения безопасного сближения с объектом для последующего захвата [4]. Проводится аналитическое и численное исследование характеристик управляемого движения с использованием этого алгоритма. Численное исследование разработанных алгоритмов проводится с помощью масштабных численных расчетов согласно методу Монте-Карло. Упрощенные варианты алгоритмов верифицируются с использованием лабораторных экспериментов на стенде с аэродинамическим столом [5]. Макет космического аппарата оснащен имитаторами бортовых двигателей и магнитной системой захвата, он способен двигаться практически без трения в плоскости стола относительно макета объекта космического мусора. Алгоритмы реализованы на бортовом компьютере макета космического аппарата. Проводятся лабораторные исследования характеристик управляемого движения с использованием разработанных алгоритмов. Предложенные алгоритмы сравниваются с точки зрения скорости сходимости и затрат характеристической скорости, а также анализируются их особенности при применении к задаче сближения для захвата объекта космического мусора.

*Работа поддержана Российским фондом фундаментальных исследований,
грант № 20-31-90072.*

Литература

- [1] Ivanov D., Ovchinnikov M., Sakovich M. Relative pose and inertia determination of unknown satellite using monocular vision // Int J Aerosp Eng. 2018. Vol. 2018. DOI: 10.1155/2018/9731512
- [2] Akhloumadi M., Ivanov D. Influence of Satellite Motion Control System Parameters on Performance of Space Debris Capturing // Aerospace. 2020. Vol. 7, no. 11. P. 160.
- [3] Akhloumadi M., Ivanov D. Satellite relative motion SDRE-based control for capturing a noncooperative tumbling object // Proceedings of 9th International Conference on Recent Advances in Space Technologies, RAST 2019. Institute of Electrical and Electronics Engineers Inc., 2019. Pp. 253–260.
- [4] Akhloumadi M., Kozin F., Ivanov D. Laboratory Study of the Active Debris Removal Algorithms on Air-Bearing Test Bed // IOP Conf. Ser. Mater. Sci. Eng. IOP Publishing, 2020. Vol. 984, no. 1. Art. no. 012026.
- [5] Akhloumadi M., Kozin F., Ivanov D. Laboratory study of control algorithms for debris removal using cubesat // Adv Astronaut Sci. 2020. Vol. 173. Pp. 101–117.

Study of Relative Motion Control Algorithms for Rendezvous with Space Debris

Ivanov Danil Sergeevich

danilivanovs@gmail.com

Keldysh Institute of Applied Mathematics of Russian Academy of Sciences

Akhloumadi Mahdi reza

akhloumadi@gmail.com

Moscow Institute of Physics and Technology (National Research University)

Kozin Filipp Aleksandrovich

filippk83@yandex.ru

Keldysh Institute of Applied Mathematics of Russian Academy of Sciences

The problem of spacecraft motion control for rendezvous with a non-cooperating object of space debris for subsequent capture is considered. Control algorithms based on the SDRE (State Dependent Riccati Equation) method and on the basis of artificial potentials for the relative translational and angular motion of the spacecraft are proposed. An analytical and numerical study of controlled motion is carried out. Comparison of the algorithms from the point of view of the rate of convergence and the cost of the characteristic velocity is performed. Their features are analyzed when applied to the rendezvous problem for capturing a space debris object.

Keywords: *space debris, motion control, air-bearing test-bed, virtual potential*

This work was supported by the Russian Foundation for Basic Research, Grant No. 20-31-90072.

References

- [1] Ivanov D., Ovchinnikov M., Sakovich M. Relative pose and inertia determination of unknown satellite using monocular vision. *Int J Aerosp Eng*, 2018, vol. 2018. DOI: 10.1155/2018/9731512
- [2] Akhloumadi M., Ivanov D. Influence of Satellite Motion Control System Parameters on Performance of Space Debris Capturing. *Aerospace*, 2020, vol. 7, no. 11, p. 160.
- [3] Akhloumadi M., Ivanov D. Satellite relative motion SDRE-based control for capturing a noncooperative tumbling object. *Proceedings of 9th International Conference on Recent Advances in Space Technologies, RAST 2019. Institute of Electrical and Electronics Engineers Inc.*, 2019, pp. 253–260.
- [4] Akhloumadi M., Kozin F., Ivanov D. Laboratory Study of the Active Debris Removal Algorithms on Air-Bearing Test Bed. *IOP Conf. Ser. Mater. Sci. Eng.* IOP Publishing, 2020, vol. 984, no. 1, art. no. 012026.
- [5] Akhloumadi M., Kozin F., Ivanov D. Laboratory study of control algorithms for debris removal using cubesat. *Adv Astronaut Sci*, 2020, vol. 173, pp. 101–117.

УДК 629.19

Н.Е. Жуковский и теорема Ламберта

Ивашкин Вячеслав Васильевич

vivashkin@bmstu.ru

Институт прикладной математики имени М.В. Келдыша РАН, МГТУ им. Н.Э. Баумана

Выполнен обзор работ Н.Е. Жуковского по астрономии и небесной механике. Основное внимание уделено полученному Н.Е. Жуковским в 1882 г. и впервые опубликованному им в 1884 г. на французском языке оригинальному доказательству теоремы Ламберта о зависимости времени перелета между двумя заданными точками гелиоцентрического про-

странства от большой полуоси орбиты перелета. Показано также, как Н.Е. Жуковский с помощью данной теоремы выводит формулу для этого времени перелета.

Ключевые слова: научные труды Н.Е. Жуковского, теорема Ламберта, большая полуось орбиты перелета, время перелета между двумя точками пространства

17 января 2022 г. исполняется 175 лет со дня рождения нашего великого ученого-механика Николая Егоровича Жуковского. Основной вклад в науку он внес в аэродинамику, которая является теоретической основой авиации. Поэтому В.И. Ленин назвал его «отцом русской авиации».

Однако научные интересы Николая Егоровича, как крупного ученого, специалиста в разных направлениях, были многогранны. Он получил важные результаты в ряде областей как теоретической, так и прикладной механики. Это, кроме аэродинамики и авиации, также теоретическая механика, гидродинамика и гидравлика, теория машин и механизмов, механика твердого тела, астрономия и небесная механика, математика, теория смазки, теория упругости и другие области науки. Его магистерская диссертация называлась «Кинематика жидкого тела» (1876). Этой работой Н.Е. начал серию работ по гидро- и аэромеханике, став крупным ученым мирового уровня. Уже в данной первой его научной работе проявились особенности его последующих исследований, в частности, высокий научный уровень работы и стремление, используя упрощенную модель сложной задачи, применив для ее решения наглядные, зачастую геометрические, и, одновременно, точные способы исследования, получить крупные и, в то же время, понятные результаты.

Важной чертой Николая Егоровича было его стремление исследовать не абстрактные научные проблемы, а задачи, связанные с миром природы и техники, и применять точные методы и результаты механики к решению таких «живых» задач. Этому помогло, в частности, его близкое общение с рядом ученых, особенно со А.Г. Столетовым и Ф.А. Бредихиным. Отметим, для примера, его работу «О движении твердого тела, имеющего полости, наполненные однородной капельной жидкостью». Она была удостоена в 1886 г. премии Московского Университета и оказалась очень актуальной в 1950-х и 1960-х годах в связи с анализом движения ракеты, в которой были баки с топливом, как жидким наполнением. Очень важной стала работа Н.Е. по строительству аэродинамических труб, первых в России и одних из первых в мире. Это построенные в 1902–1910 гг. трубы в Московском Университете (МУ), в Кучино, в Московском техническом училище (МТУ). Исследования, выполненные на этих трубах, помогли созданию теории крыла, теории подъемной силы. Н.Е. был одним из организаторов Центрального Аэрогидродинамического Института ЦАГИ (1918), который носит сейчас имя Н.Е. Жуковского.

Общение с Бредихиным Ф.А. способствовало выполнению Н.Е. в 1880-х годах ряда интересных работ по астрономии и небесной механике. Это были работы [1]: а) «К вопросу о движении материальной точки под притяжением одного и двух центров» (1881); б) «Геометрическая интерпретация теории движения полюсов вращения Земли по ее поверхности»; в) «Вывод точных формул движения, произведенного отталкивающей силой Солнца»; г) «Упрощенное изложение Гауссова способа определения планетных орбит»; д) «О графическом решении основного уравнения при вычислении планетных орбит»; е) «О новом доказательстве теоремы Ламберта»; ж) «Решение одной задачи из теории комет».

Основной для данного доклада будет работа Н.Е. по доказательству теоремы Ламберта [1]. Эта теорема утверждает, что «время, в течение которого планета про-

ходит эллиптическую дугу AB , зависит только от длины хорды $2c$ пройденной дуги, от суммы $2b$ радиусов-векторов точек A и B , проведенных от Солнца, и большой оси $2a$ » [1, 2]. Теорема важна сама по себе, она также дает независимый путь в построении формулы, определяющей время перелета Dt в зависимости от указанных параметров a, b, c [1, 2]. Поэтому она является важным элементом решения задачи Ламберта, состоящей в определении орбиты перелета между двумя заданными точками Кеплеровского поля за заданное время [2–9]. Решение этой задачи есть один из краеугольных камней современной механики космического полета. И можно только удивляться интуиции Н.Е. Жуковского, который не был астрономом и занялся данной задачей. Рассмотрим кратко основные шаги нового, предложенного Жуковским доказательства данной теоремы.

1. Сначала Н.Е. доказывает лемму о выражении времени перелета планеты по дуге через действие, интеграл от скорости по пути: «Время, в течение которого планета, находящаяся под действием Солнца F , проходит дугу AB , равняется дроби a/m , умноженной на действие в движении планеты по той же эллиптической дуге AB , если предположить, что Солнце перемещено из фокуса F в другой фокус эллипса F_1 , здесь m — коэффициент притяжения» (гравитационный параметр).

2. Н.Е. приводит формулу для вариации действия, т. е. по лемме, для вариации времени перелета планеты.

3. В начале доказательства Н.Е. вводит два софокусных эллипса, взяв для них точки A и B данной дуги за фокусы эллипсов. Первый эллипс проходит через Солнце F , его большая ось $2b$. Вторым эллипс проходит через F_1 , его большая ось $4a-2b$.

4. Фиксируя a, b, c , Н.Е. варьирует перелет и вычисляет вариацию времени перелета dDt . Используя установленную им ранее связь времени перелета с действием, формулу для вариации действия и свойства конических сечений, он получает, что вариация времени перелета по дуге AB равна нулю, $dDt = 0$. Отсюда следует, что если параметры a, b, c заданы, то время перелета не меняется, т.е. оно зависит только от этих переменных a, b, c , что доказывает Теорему Ламберта. Данное доказательство демонстрирует подход Н.Е. Жуковского к анализу сложных задач механики — он делает точный анализ, стремясь при этом выполнять геометрически наглядные выкладки.

Доказав постоянство времени перелета при постоянной большой полуоси орбиты перелета, Н.Е. на этой основе получает формулу для времени перелета, «деформируя» перелет, сделав его прямолинейным с простыми промежуточными выражениями, допускающими интегрирование.

Литература

- [1] Жуковский Н.Е. Собрание сочинений. Т. 1: Общая механика, математика и астрономия. М.; Л.: ОГИЗ. Гос. издат-во техн.-теоретич. лит.-ры, 1948. С. 605–609.
- [2] Battin R.H. Astronautical guidance: New York; San Francisco; Toronto; London: McGraw-Hill Book Company, 1964. 400 p.
- [3] Эльясберг П.Е. Введение в теорию полета искусственных спутников Земли. М.: Наука. Гл. ред. физ.-мат. лит., 1965. 540 с.
- [4] Escobal P.R. Methods of Orbit Determination. New York; London; Sydney: John Wiley and Sons, Inc., 1965. 463 p.
- [5] Кубасов В.Н., Дашков А.А. Межпланетные полеты. М.: Машиностроение, 1979. 272 с.
- [6] Охочимский Д.Е., Сихарулидзе Ю.Г. Основы механики космического полета. М.: Наука, Гл. ред. физ.-мат. лит., 1990. 448 с.

- [7] Суханов А.А. Астродинамика: М.: Институт космических исследований РАН, 2010. 202 с.
- [8] Izzo D. Revisiting Lambert's problem // *Celestial Mechanics and Dynamical Astronomy*. 2015. Vol. 121, no. 1. Pp. 1–15. DOI: 10.1007/s10569-014-9587-y
- [9] Лан Аньци. 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. наук. М., 2018. 23 с.

N.E. Zhukovsky and Lambert's Theorem

Ivashkin Vyacheslav Vasilievich

vvivashkin@bmstu.ru

Keldysh Institute of Applied Mathematics of Russian Academy of Sciences; BMSTU

An overview of N.E. Zhukovsky's works on astronomy and celestial mechanics is given in the presentation. The main attention is paid to the - obtained by N.E. Zhukovsky in 1882 and published for the first time in 1884 in French — his original proof of Lambert's theorem on the dependence of the time of the flight between two given points of heliocentric space on the semi-major axis of the flight orbit. There is also shown as N.E. Zhukovsky, using that theorem, deduces a formula for this flight time.

Keywords: *scientific works of N.E. Zhukovsky, Lambert's theorem, semi-major axis of the flight orbit, time of flight between two points in space*

References

- [1] Zhukovskii N.E. *Sobranie sochinenii*. T. 1: *Obshchaya mekhanika, matematika i astronomiya* [Collected Works. Volume 1. General mechanics, mathematics and astronomy]. Moscow, Leningrad, OGIz, Gos. Izd. of technical-theor. lit. Publ., 1948, pp. 605–609. (In Russ.).
- [2] Battin R.H. *Astronautical guidance*. New York, San Francisco, Toronto, London, McGraw-Hill Book Company, 1964, 400 p.
- [3] El'yasberg P.E. *Vvedenie v teoriyu poleta iskusstvennykh sputnikov Zemli* [Introduction to the theory of flight of artificial Earth satellites]. Moscow, Nauka. Glavnaya redaktsiya fiz.-mat. lit., 1965, 540 p. (In Russ.).
- [4] Escobal P.R. *Methods of Orbit Determination*. New York, London, Sydney, John Wiley and Sons, Inc., 1965, 463 p.
- [5] Kubasov V.N., Dashkov A.A. *Mezhplanetnye polety* [Interplanetary flights]. Moscow, Mashinostroyeniye, 1979, 272 p. (In Russ.).
- [6] Okhotsimskii D.E., Sikharulidze Yu.G. *Osnovy mekhaniki kosmicheskogo poleta* [Fundamentals of space flight mechanics: a tutorial]. Moscow, Nauka, Glavnaya red. phys.-mat. lit., 1990, 448 p. (In Russ.).
- [7] Sukhanov A.A. *Astrodinamika* [Astrodynamics]. Moscow, Space Research Institute, RAS, 2010, 202 p. (In Russ.).
- [8] Izzo D. Revisiting Lambert's problem. *Celestial Mechanics and Dynamical Astronomy*, 2015, vol. 121, no. 1, pp. 1–15. DOI: 10.1007/s10569-014-9587-y
- [9] Lan An'tsi. *Metodika opredeleniya traektorii kosmicheskogo apparata dlya ekspeditsii Zemlya — asteroid — Zemlya s uchetom vybora orbit prebyvaniya u asteroida i ee primeneniye dlya ekspeditsii k asteroidu Apofis* [The method of determining the trajectories of the spacecraft for the Earth-asteroid-Earth expedition, taking into account the choice of the orbits of the stay near the asteroid and its application for the expedition to the asteroid Apophis]: Theses of dis. for a Cand. of phys.-mat. nauk. Moscow, 2018, 23 p. (In Russ.).

УДК 681.51

Реализация режима солнечной ориентации космического аппарата с помощью системы двигателей-маховиков

Игнатов Александр Иванович

ignatov@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Иванов Георгий Алексеевич

georgyivanov1911@gmail.com

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Коломиец Ева Сергеевна

eva.kolomietz@yandex.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Мартыненко Екатерина Вадимовна

ekbfudokan@yandex.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Исследовано движение космического аппарата — гиростата в режиме его солнечной ориентации на низкой околоземной орбите. Аппарат по форме близок к цилиндру с двумя панелями солнечных батарей. Панели батарей неподвижные, расположены вдоль продольной оси цилиндра, симметрично относительно нее. В режиме солнечной ориентации аппарата нормаль к плоскости солнечных батарей неизменно направлена на Солнце, продольная ось совершает колебания относительно плоскости орбиты, ограничивая рост накапливаемого гиростатического момента за счет управления углом поворота аппарата вокруг нормали к светочувствительной стороне солнечных батарей. В качестве исполнительных органов системы управления вращательным движением космического аппарата рассмотрена схема четырех двигателей-маховиков, оси вращения которых направлены параллельно боковым ребрам четырехугольной пирамиды. Проведен выбор значений геометрических параметров рассмотренной схемы, при которых режим солнечной ориентации аппарата реализуется без проведения разгрузок собственного кинетического момента маховиков. Приведены результаты численного моделирования движения аппарата подтверждающие правильность выбранных параметров.

Ключевые слова: солнечная ориентация, кинетический момент, двигатель-маховик, космический аппарат-гиростат

В большинстве современных космических аппаратов (КА) для управления их вращательным движением относительно центра масс используются гироскопические исполнительные органы (гиросистема). При использовании гиросистемы одним из основных требований к режиму ориентации КА является малая скорость накопления собственного кинетического момента гиросистемы (гиростатического момента) для увеличения интервалов времени между проведением разгрузок. В связи с этим задачи реализации наиболее распространенных режимов ориентации КА (к которым безусловно относится и режим солнечной ориентации) с низкой скоростью накопления гиростатического момента являются актуальными.

В работе исследуется поддержание режима солнечной ориентации КА — гиростата на низкой околоземной орбите с помощью гиросистемы в течение длительного времени. КА по форме близок к цилиндру с двумя панелями солнечных батарей. Панели батарей неподвижные, расположены вдоль продольной оси цилиндра, симметрично относительно нее. В режиме солнечной ориентации нормаль к плоскости солнечных батарей КА неизменно направлена на Солнце, продольная ось совершает

колебания относительно плоскости орбиты. В этом режиме накопление гиросtatического момента происходит за счет воздействия на КА гравитационного и аэродинамического моментов. В работе реализован закон управления гиросtatическим моментом, при котором обеспечивается затухание возмущенного движения КА в окрестности положения его солнечной ориентации и ограничивается накопление гиросtatического момента за счет управления углом поворота КА вокруг нормали к светочувствительной стороне солнечных батарей [1, 2]. В качестве гиросистемы используемой для управления вращательным движением КА предложена система четырех двигателей-маховиков, оси вращения которых направлены параллельно боковым ребрам четырехугольной пирамиды [3]. Положение ортов осей вращения двигателей-маховиков относительно главных центральных осей инерции КА задается двумя углами, которые рассматриваются как параметры системы.

Рассмотрены три варианта начальных условий движения центра масс КА. Соответствующие им решения уравнений орбитального движения назовем орбитами I, II и III. В случае орбиты I в некоторой точке отрезка времени, на котором моделируется движение КА, Солнце пересекает плоскость его орбиты. В случае орбиты II на отрезке моделирования движения КА максимальное значение угла между ортом направления «Земля – Солнце» и плоскостью орбиты достигает 47° , для орбиты III максимальное значение этого угла достигает 88° . Таким образом, орбиты I, II и III по-разному расположены относительно Солнца. В случае движения центра масс КА по орбите III управление углом поворота КА вокруг нормали к панелям солнечных батарей не всегда эффективно ограничивает накопление гиросtatического момента. В работе показано, что с помощью определенного выбора параметров рассмотренной системы двигателей-маховиков возможно обеспечить режим солнечной ориентации КА без проведения разгрузок гиросtatического момента для всех вариантов орбит. При этом для реализации рассматриваемого закона управления гиросtatическим моментом предложено использовать метод минимума максимальных значений собственных кинетических моментов каждого из маховиков [4].

Возможность реализации предложенного режима солнечной ориентации подтверждается результатами численного моделирования системы уравнений движения КА. Уравнения движения состоят из двух подсистем. Одна подсистема описывает движение центра масс КА в гринвичской системе координат. Она образована уравнениями для компонент радиуса-вектора этого центра масс, и компонент вектора его относительной скорости. В уравнениях 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. Другая подсистема описывает движение КА относительно центра масс (вращательное движение). Она образована уравнениями, выражающими теорему об изменении кинетического момента КА в его движении относительно центра масс, кинематическими уравнениями Пуассона и уравнениями, описывающими изменение кинетического момента гиросистемы. В уравнениях, выражающих теорему об изменении кинетического момента КА, учитываются гравитационный и аэродинамический моменты.

Полученные в работе результаты могут быть использованы при предварительном проектировании систем управления ориентацией КА, использующих в качестве исполнительных органов двигателя-маховики.

Литература

- [1] Игнатов А.И. Стабилизация режима солнечной ориентации искусственного спутника Земли без накопления кинетического момента гиросистемы // Известия РАН. ТИСУ. 2020. № 3. С. 164–176.
- [2] Игнатов А.И., Сазонов В.В. Оценка уровня квазистатических микроускорений на борту искусственного спутника Земли в режиме солнечной ориентации // Препринт Института прикладной математики имени М.В. Келдыша РАН. 2020. № 54. 37 с.
- [3] Игнатов А.И., Давыдов А.А., Сазонов В.В. Анализ динамических возможностей систем управления малым космическим аппаратом, построенных на базе двигателей-маховиков // Препринт Института прикладной математики имени М.В. Келдыша РАН. 2005. № 47. 28 с.
- [4] Yoon H., Seo H. H., Choi H.-T. Optimal uses of reaction wheels in the pyramid configuration using a new minimum infinity-norm solution // Aerospace Science and Technology. 2014. Vol. 39. Pp. 109–119.

Implementation of the Spacecraft Solar Orientation Mode Using a Reaction Wheel Assembly

Ignatov Aleksandr Ivanovich
BMSTU

ignatov@bmstu.ru

Ivanov Georgy Alekseevich
BMSTU

georgyivanov1911@gmail.com

Kolomietz Eva Sergeevna
BMSTU

eva.kolomietz@yandex.ru

Martynenkova Ekaterina Vadimovna
BMSTU

ekbfudokan@yandex.ru

The angular motion of the spacecraft - gyrostat in the solar orientation mode in low earth orbit is investigated. The spacecraft is similar in shape to a cylinder with two solar arrays. The solar arrays are stationary, located along the longitudinal axis of the cylinder, symmetrically relative to it. In the solar orientation mode of the spacecraft, the normal to the plane of the solar arrays is directly directed to the Sun, the longitudinal axis oscillates relative to the orbital plane. In this case, the growth of the accumulated angular momentum is limited due to the control of the angle of rotation of the spacecraft around the normal to the photosensitive side of the solar arrays. As the executive elements of the control system for the angular motion of the spacecraft, a reaction wheel assembly, the axes of rotation of which are directed parallel to the lateral edges of the quadrangular pyramid, are considered. The decide of the values of the geometric parameters of the considered reaction wheel assembly is carried out, at which the mode of solar orientation of the spacecraft is realized without unloading the own angular momentum of the reaction wheels. The results of numerical simulation of the movement of the spacecraft are presented, which confirm the correctness of the decided parameters.

Keywords: solar orientation mode, angular momentum, reaction wheel, spacecraft

References

- [1] Ignatov A.I. Stabilizatsiya rezhima solnechnoi orientatsii iskusstvennogo sputnika Zemli bez nakopleniya kineticheskogo momenta girosistemy [Stabilization of the Solar Orientation Mode of an Artificial Satellite of the Earth Without Accumulation of the Angular Momentum of the Gyro System]. Izvestiya RAN. TISU [Izvestiya RAS. TISU], 2020, vol. 3, pp. 164–176. (In Russ.)
- [2] Ignatov A.I., Sazonov V.V. Otsenka urovnya kvazistaticheskikh mikrouskorenii na bortu iskusstvennogo sputnika Zemli v rezhime solnechnoi orientatsii [Assessment of the level of quasi-static mi-

- cro-accelerations on board an artificial Earth satellite in the solar orientation mode]. Preprint Instituta prikladnoi matematiki imeni M.V. Keldysha RAN [Preprint of the Keldysh Institute of Applied Mathematics of the Russian Academy of Sciences], 2020, vol. 54, 37 p. (In Russ.).
- [3] Ignatov A.I., Davydov A.A., Sazonov V.V. Analiz dinamicheskikh vozmozhnostei sistem upravleniya malym kosmicheskim apparatom, postroennykh na baze dvigatelei-makhovikov [The analysis of dynamic capabilities of the control systems by the spacecraft built on the basis of the reaction wheels]. Preprint Instituta prikladnoi matematiki imeni M.V. Keldysha RAN [Preprint of the Keldysh Institute of Applied Mathematics of the Russian Academy of Sciences], 2005, vol. 47, 28 p. (In Russ.).
- [4] Yoon H., Seo H.H., Choi H.-T. Optimal uses of reaction wheels in the pyramid configuration using a new minimum infinity-norm solution. *Aerospace Science and Technology*, 2014, vol. 39, pp. 109–119.

УДК 629.78

Переход к переменным Кустанхеймо — Штифеля как каноническое преобразование уравнений оптимального движения с малой тягой

Корнеев Кирилл Романович

kirill_rnd@mail.ru

Институт прикладной математики имени М.В. Келдыша РАН

Трофимов Сергей Павлович

sertrofimov@yandex.ru

Институт прикладной математики имени М.В. Келдыша РАН

Рассмотрено использование преобразований Кустанхеймо — Штифеля для координат и Сундмана для времени в качестве однородного точечного преобразования с репараметризацией в задаче поиска оптимальной траектории межпланетного перелета с двигателем малой тяги. Такое преобразование сохраняет каноничность расширенной системы уравнений оптимального движения. На основе принципа максимума Понтрягина определено оптимальное управление вектором тяги при условии ограниченной мощности и сформулирована двухточечная краевая задача. Получены численные решения для задачи перелета Земля — Марс. Исследованы сходимость и устойчивость предлагаемого метода, а также выполнено его сравнение с методом продолжения по параметру.

Ключевые слова: преобразование, малая тяга, преобразование Сундмана, преобразование Кустанхеймо — Штифеля, принцип максимума Понтрягина, каноническое преобразование

Одним из способов уменьшения расхода топлива в межпланетных перелётах космических аппаратов (КА) является использование двигателей малой тяги, сообщающих малое в сравнении с центральным гравитационным ускорением реактивное ускорение, но обладающих высоким удельным импульсом. Перелеты с малой тягой характеризуются длительным временем работы двигателя. Для решения задач оптимизации соответствующих траекторий используют прямые методы, основанные на дискретизации траектории и функции управления и сведении к задаче нелинейного программирования, и непрямые методы, использующие необходимые условия оптимальности. Непрямые методы траекторной оптимизации чаще всего опираются на принцип максимума Понтрягина [1], сводящий задачу оптимального управления к краевой. Вектор состояния дополняется вектором сопряженных переменных, а условия трансверсальности формируют граничные условия краевой задачи. Такая краевая задача отличается высокой чувствительностью. Особенно сильно это свойство проявляется при использовании декартовых прямоугольных координат. Одним из путей

уменьшения чувствительности может служить переход к другим фазовым переменным с более удобными численными свойствами [2]. Эта замена переменных может рассматриваться как точечное каноническое преобразование расширенной управляемой динамической системы [3], что позволяет применять хорошо разработанный формализм поиска канонических преобразований.

Целью исследования было построение краевой задачи принципа максимума в фазовых переменных Кустаанхеймо — Штифеля (КС) [4], с репараметризацией траекторий согласно преобразованию Сундмана [5], с помощью формализма точечных канонических преобразований, а также проверка работоспособности стандартных методов оптимизации для решения получающейся краевой задачи.

Переменные Кустаанхеймо — Штифеля и преобразование Сундмана широко известны и позволяют регуляризовать задачу двух тел, избавляя её от сингулярности в нуле и сводя уравнения пассивного движения к уравнениям гармонических колебаний. Однако применение КС-переменных в понтрягинском формализме требует дополнительных действий — нахождения условий трансверсальности и наложения ограничения на управление для физической осуществимости траектории. Большую часть этих вопросов можно разрешить, трактуя КС-преобразование как однородное точечное преобразование. Применяя уже известный формализм таких канонических преобразований, можно легко получить дифференциальные уравнения для сопряжённых переменных и условия трансверсальности, а проблема наложения ограничений на управление решается с помощью записи уравнений Эйлера — Лагранжа и решения получившегося уравнения относительно неизвестных переменных.

Чувствительность получившейся краевой задачи такова, что позволяет использовать стандартные методы оптимизации, трактуя граничные условия в качестве ограничений типа равенства. Проверка полученных оптимальных траекторий осуществляется путем их сравнения с теми, что получаются при использовании метода продолжения по параметру в декартовых координатах [6]. Во-первых, такое сравнение показало полное совпадение оптимальных траекторий для выбранного функционала. Во-вторых, это позволило сравнить числа обусловленности матрицы чувствительности и эффективность обоих методов. При сопоставимом быстродействии числа обусловленности были значительно меньше, что указывает на гораздо меньшую чувствительность задачи.

Результаты исследования демонстрируют, что КС-переменные могут быть использованы в задаче оптимизации межпланетной траектории без применения громоздкого метода продолжения по параметру. Несомненным преимуществом является естественный контроль числа витков с помощью преобразования Сундмана — перехода от физического времени к фиктивному. Дополнительной особенностью разработанной методики является прямое использование смешанного ограничения на физическую осуществимость траектории, в то время как в работе [7] это ограничение вводится с помощью гомотопии.

Данное исследование показало, что использованная замена переменных помогает при оптимизации траекторий. Помимо описанных преимуществ приведенный в исследовании формализм позволяет искусственно синтезировать еще более удобные замены, чем КС-преобразование. Такой синтез и будет целью последующих работ.

Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда (проект № 19-11-00256 «Динамика и навигация космических аппаратов в сложных гравитационных полях»).

Литература

- [1] Милютин А.А., Дмитрук А.В., Осмоловский Н.П. Принцип максимума в оптимальном управлении. М.: Центр прикладных исследований мехмата МГУ, 2004. 168 с.
- [2] Junkins J.L., Taheri E. Exploration of alternative state vector choices for low-thrust trajectory optimization // Journal of Guidance, Control, and Dynamics. 2019. Vol. 42, no. 1. Pp. 47–64.
- [3] Powers W.F., Tapley B.D. Canonical transformations applications to optimal trajectory analysis // AIAA Journal. 1969. Vol. 7, no. 3. Pp. 394–399.
- [4] Stiefel E.L., Scheifele G. Linear and Regular Celestial Mechanics. Berlin; Heidelberg; New York: Springer-Verlag, 1971. 301 p.
- [5] Sundman K.F. Mémoire sur le problème des trois corps // Acta Mathematica. Institut Mittag-Leffler. 1913. Vol. 36. Pp. 105–179.
- [6] Petukhov V.G. Method of continuation for optimization of interplanetary low-thrust trajectories // Cosmic Research. 2012. Vol. 50, no. 3. Pp. 249–261.
- [7] Иванюхин А.В. Оптимизация траектории космического аппарата с идеально регулируемым двигателем в переменных Кустанхеймо — Штифеля // Труды МАИ. 2014. № 75. С. 1–16.

Kustaanheimo — Stiefel Transformation as a Canonical Transformation of the Optimal Low-Thrust Equations of Motion

Korneev Kirill Romanovich

kirill_rnd@mail.ru

Keldysh Institute of Applied Mathematics of Russian Academy of Sciences

Trofimov Sergey Pavlovich

sertrofimov@yandex.ru

Keldysh Institute of Applied Mathematics of Russian Academy of Sciences

The paper considers the Kustaanheimo — Stiefel (KS) coordinate transformation and Sundman's transformation for time as a homogeneous point transformation with reparametrization in the problem of interplanetary low-thrust trajectory optimization. Such a transformation preserves the canonical form of the equations of motion for the extended system. The energy-optimal control of the thrust vector results from the Pontryagin maximum principle. The associated two-point boundary value problem is formulated. Numerical solutions are obtained for the Earth-Mars flight problem. The convergence and stability properties of the problem in KS variables are investigated, and a comparison is made with the method of homotopic continuation.

Keywords: *indirect optimization, low thrust, Sundman transformation, Kustaanheimo — Stiefel transformation, Pontryagin's maximum principle, canonical transformation*

The research was supported by RSF (project No. 19-11-00256 "Spacecraft Dynamics and Navigation in Complex Gravity Fields").

References

- [1] Milyutin A.A., Dmitruk A.V., Osmolovskii N.P. Printsip maksimuma v optimal'nom upravlenii [The maximum principle in optimal control]. Moscow, Tsentr prikladnykh issledovaniy mekhmata MGU Publ., 2004, 168 p. (In Russ.).
- [2] Junkins J.L., Taheri E. Exploration of alternative state vector choices for low-thrust trajectory optimization. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2019, vol. 42, no. 1, pp. 47–64.
- [3] Powers W.F., Tapley B.D. Canonical transformations applications to optimal trajectory analysis. AIAA Journal, 1969, vol. 7, no. 3, pp. 394–399.
- [4] Stiefel E.L., Scheifele G. Linear and Regular Celestial Mechanics. Berlin; Heidelberg; New York, Springer-Verlag, 1971, 301 p.

- [5] Sundman K.F. Mémoire sur le problème des trois corps. Acta Mathematica. Institut Mittag-Leffler, 1913, vol. 36, pp. 105–179.
- [6] Petukhov V.G. Method of continuation for optimization of interplanetary low-thrust trajectories. Cosmic Research, 2012, vol. 50, no. 3, pp. 249–261.
- [7] Ivanyukhin A.V. Optimizatsiya traektorii kosmicheskogo apparata s ideal'no reguliruемым dvigatelem v peremennykh Kustaankheimo — Shtifelya [Optimization of the trajectory of a spacecraft with a perfectly adjustable engine in Kustaankheimo — Stiefel variables]. Trudy MAI [Proceedings of MAI], 2014, no. 75, pp. 1–16. (In Russ.).

УДК 531.011:521.1

О многообразии «гравитационный пропеллер» в обобщенной круговой задаче Ситникова

Красильников Павел Сергеевич

krasil06@rambler.ru

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Исследовано поступательно-вращательные движения однородного стержня малой массы в круговой ограниченной задаче трех тел, когда притягивающие тела имеют одинаковые массы. Описан новый тип движений стержня, когда его центр масс перемещается вдоль нормали к плоскости вращения основных тел, при этом сам стержень непрерывно вращается вокруг этой нормали, образуя с ней постоянный угол 90° (многообразие «гравитационный пропеллер»). Показано также, что указанное многообразие движений включает в себя, как частный случай, два типа движений стержня. К движениям первого типа мы относим вращения стержня с постоянной угловой скоростью, совпадающей с угловой скоростью вращения основных тел. Движения второго типа — плоские неравномерные вращения стержня в плоскости движения основных тел. Существует также многообразие движений, когда стержень поступательно движется вдоль нормали, будучи ориентирован вдоль нее. Дано описание движений на этих многообразиях.

Ключевые слова: стержень, поступательно-вращательное движение, интегральные многообразия, задача Ситникова

В последнее время активно исследуется динамика поступательно-вращательных движений искусственных небесных тел в задаче трех тел [1–3]. Обзор более ранних исследований представлен в статье [4].

Изучается динамика поступательно-вращательных движений космического аппарата, рассматриваемого как однородный стержень в гравитационном поле притяжения двух одинаковых по массе основных тел, вращающихся вокруг общего центра масс по круговой орбите.

Пусть m — масса стержня; $2l$ — его длина; M — масса каждого из основных тел, орбиты которых представляют собой окружности радиуса a ; ω_0 — угловая скорость орбитального движения притягивающих тел. Пусть $C\xi\eta\zeta$ — инерциальная система координат; C — центр масс основных тел; $Cxyz$ — синодическая система координат. Обозначим через $O\xi'\eta'\zeta'$ систему координат, центр масс которой O находится в центре масс стержня, а оси параллельны осям системы $C\xi\eta\zeta$, через $Ox'y'z'$ — систему координат, оси которой совпадают с главными осями инерции стержня (ось Oz' направлена вдоль стержня).

Тогда уравнения движения центра масс стержня можно записать в виде

$$m\ddot{\xi} = \frac{\partial U}{\partial \xi}; \quad m\ddot{\eta} = \frac{\partial U}{\partial \eta}; \quad m\ddot{\zeta} = \frac{\partial U}{\partial \zeta}, \quad (1)$$

где ξ, η, ζ — координаты центра масс стержня O ; $U = U_1 + U_2$ — силовая функция задачи, где

$$U_1 = -fM\rho \ln \left| \frac{\gamma - l + \sqrt{l^2 - 2l\gamma + (\xi - a\cos\omega_0 t)^2 + (\eta - a\cos\omega_0 t)^2 + \zeta^2}}{\gamma + l + \sqrt{l^2 + 2l\gamma + (\xi - a\cos\omega_0 t)^2 + (\eta - a\cos\omega_0 t)^2 + \zeta^2}} \right|; \quad (2)$$

$$\gamma = -a\sin\theta\sin(\psi - \omega_0 t) + \zeta\cos\theta + \sin\theta(\xi\sin\psi - \eta\cos\psi).$$

Выражение для U_2 имеет аналогичный вид с учетом замены a на $-a$; $\{\psi, \varphi, \theta\}$ — углы Эйлера.

Уравнения вращательных движений принимают вид

$$\ddot{\psi} = -2\dot{\psi}\dot{\theta} \frac{\cos\theta}{\sin\theta} + \frac{1}{A\sin^2\theta} \frac{\partial U}{\partial \psi}; \quad \ddot{\theta} = \dot{\psi}^2 \cos\theta \sin\theta + \frac{1}{A} \frac{\partial U}{\partial \theta}; \quad A = \frac{ml^3}{3}. \quad (3)$$

Главное многообразие. Уравнения (1)–(3) допускают двумерное интегральное многообразие вида

$$\xi = \eta = 0; \quad \zeta = z(t); \quad \theta = \frac{\pi}{2}; \quad \psi = \omega_0 t + \delta(t); \quad (4)$$

$$m\ddot{z} = -Dz[\sqrt{\Delta_1}(l + a\sin\delta) + \sqrt{\Delta_2}(l - a\sin\delta)];$$

$$A\delta = D a \cos\delta[\sqrt{\Delta_1}(a^2 + z^2 + l a \sin\delta) - \sqrt{\Delta_2}(a^2 + z^2 - l a \sin\delta)]; \quad (5)$$

$$D = \frac{2fM\rho}{(a^2 \cos^2 \delta + z^2) \sqrt{\Delta_1 \Delta_2}}; \quad \Delta_1 = l^2 - 2l a \sin\delta + a^2 + z^2; \quad \Delta_2 = l^2 + 2l a \sin\delta + a^2 + z^2.$$

Многообразие (4), (5) описывает частный тип поступательно-вращательного движения стержня, при котором стержень непрерывно вращается вокруг оси Cz при условии, что его центр масс перемещается вдоль этой оси.

Подмногообразие А:

$$\xi = \eta = 0; \quad \zeta = z(t); \quad \theta = \frac{\pi}{2}; \quad \psi = \omega_0 t + \frac{\pi}{2} \left(\psi = \omega_0 t + \frac{3\pi}{2} \right);$$

$$m\ddot{z} = \frac{2M\rho f}{z} \left[\frac{a-l}{\sqrt{(a-l)^2 + z^2}} - \frac{a+l}{\sqrt{(a+l)^2 + z^2}} \right].$$

Здесь стержень ориентирован вдоль оси Cx .

Подмногообразие В:

$$\xi = \eta = 0; \quad \zeta = z(t); \quad \theta = \frac{\pi}{2}; \quad \psi = \omega_0 t \quad (\psi = \omega_0 t + \pi);$$

$$m\ddot{z} = \frac{4Ml f \rho z}{\sqrt{l^2 + a^2 + z^2} (a^2 + z^2)}.$$

Стержень ориентирован перпендикулярно оси Cx .

Подмногообразие С:

$$\xi = \eta = 0; \quad \zeta = z(t); \quad \theta = 0;$$

$$mz = 2fM\rho \left(\frac{1}{\sqrt{(l+z)^2 + a^2}} - \frac{1}{\sqrt{(l-z)^2 + a^2}} \right).$$

Здесь стержень ориентирован вдоль оси Cz .

*Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда
(проект № 22-21-00560).*

Литература

- [1] Guzzetti D., Howell K.C. Natural periodic orbit-attitude behaviors for rigid bodies in three- body periodic orbits // Acta Astronautica. 2017. Vol. 130. Pp. 97–113. DOI: 10.1016/j.actaastro.2016.06.025
- [2] Boue G., Laskar J. Precession of a planet with a satellite // Icarus. 2006. Vol. 185. Pp. 312–330. DOI: 10.1016/j.icarus.2006.07.019
- [3] Guzzetti D., Howell K.C. Coupled orbit-attitude dynamics in the three-body problem: a family of orbit-attitude periodic solutions // AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference. 2014. DOI: 10.2514/6.2014-4100
- [4] Zhuravlev S.G., Petruskii A.A. Current status of the problem of translational-rotational motion of three-body problem // Astron Zh. 1990. Vol. 67. Corpus ID: 118800444. Pp. 602–611.

On the Manifold “Gravitational Propeller” in the Generalized Sitnikov Circular Problem

Krasil'nikov Pavel Sergeevich

krasil06@rambler.ru

Moscow Aviation Institute (National Research University)

We investigate the orbit-attitude behaviors for a homogeneous light rod in the circular restricted three-body problem with two same primaries. It is shown that there exists an integral manifold such that the rod barycenter moves along the normal to the plane of the two primaries while the rod itself rotates continuously around this normal (manifold “gravitational propeller”). It is also shown this manifold includes particular different types of rod movements. The first type corresponds to a constant rod angular velocity that coincides with the angular velocity of primaries rotations. The second type corresponds to rod uneven rotations in the plane of the two primaries. There is also a manifold of motions when the rod moves translationally along the normal being directed along it. A description of motions on these manifolds is given.

Keywords: rod, translational-rotational motion, integral manifolds, Sitnikov's problem task

The research was supported by RSF (project No. 22-21-00560).

References

- [1] Guzzetti D., Howell K.C. Natural periodic orbit-attitude behaviors for rigid bodies in three- body periodic orbits. Acta Astronautica, 2017, vol. 130, pp. 97–113. DOI: 10.1016/j.actaastro.2016.06.025
- [2] Boue G., Laskar J. Precession of a planet with a satellite. Icarus, 2006, vol. 185, pp. 312–330. DOI: 10.1016/j.icarus.2006.07.019
- [3] Guzzetti D., Howell K.C. Coupled orbit-attitude dynamics in the three-body problem: a family of orbit-attitude periodic solutions. AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference, 2014. DOI: 10.2514/6.2014-4100
- [4] Zhuravlev S.G., Petruskii A.A. Current status of the problem of translational-rotational motion of three-body problem. Astron Zh, 1990, vol. 67, corpus ID: 118800444, pp. 602–611.

УДК 521.1

О высокопроизводительном интеграторе уравнений орбитального движения тел в околоземном пространстве

Кузнецов Александр Алексеевич

kuznetsov.aa@mipt.ru

Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет)

Завьялова Наталья Александровна

Zavialova.na@mipt.ru

Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет)

Петров Дмитрий Андреевич

petrov.dmitrii@phystech.edu

Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет)

Фукин Илья Игоревич

fukin.ii@mipt.ru

Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет)

Рассмотрено несколько методов ускорения интегрирования уравнений движения тел в околоземном пространстве при помощи методов Эверхарта. Исследованы вопросы об оценке локальной ошибки и выборе шага интегрирования, предложен новый метод, обеспечивающий большую производительность по сравнению с общеизвестными методами. Проанализировано применение равноденственных элементов орбиты для построения траектории методами Эверхарта.

Ключевые слова: орбитальное движение, метод Эверхарта, равноденственные элементы, интегрирование уравнений движения

Для точного определения траектории движения тел в околоземном пространстве применяют различные численные методы решения задач Коши для обыкновенных дифференциальных уравнений. Распространенными методами на сегодняшний день являются: многошаговый неявный метод Гаусса — Джексона восьмого порядка точности [1], явные одношаговые вложенные методы Дорманда — Принца [2] и Кутты — Фелберга [3], а также коллокационные одношаговые неявные методы Гаусса — Эверхарта [4]. Первый метод имеет существенный недостаток, характерный для всех многошаговых методов — трудность изменения шага интегрирования и поиска нескольких решений в начальные моменты времени. Методы Дорманда — Принца и Кутты — Фелберга, как и любые явные методы Рунге — Кутты, имеют довольно высокую стадийность, что повышает их ресурсоемкость. Коллокационные методы Гаусса — Эверхарта лишены этих недостатков. Они сочетают в себе высокую точность при относительно невысокой стадийности и гибкость изменения шага интегрирования, однако требуют решение нелинейной системы уравнений на каждом шаге интегрирования.

Нерешенными на сегодняшний день являются вопросы об оценке локальной ошибки и выборе шага в методах Гаусса — Эверхарта. Устоявшийся алгоритм, изложенный в [5], сильно завышает ошибку интегрирования, что приводит к необоснованному уменьшению шага, а как следствие, к увеличению времени вычислений. Авторами настоящей работы был предложен другой алгоритм, опирающийся на правило Рунге. Тестирование показало, что для околоземных орбит ускорение интегрирования при его использовании доходит до двух раз (для эллиптических орбит) по сравнению с общеизвестным аналогом при одинаковой точности результата. Помимо этого, новый способ оценки ошибки и выбора шага показал хорошие свойства при

интегрировании движения на орбите Аренсторфа. Интегрирование с использованием авторского способа оценки ошибки и выбора шага позволило ускорить расчет в 2 раза.

Также авторами было исследовано применение равноденственных элементов орбиты [6] для интегрирования уравнений движения космического аппарата методами Эверхарта. Равноденственные элементы, при должном их доопределении [7], не имеют сингулярностей, а также содержат только один параметр, существенно меняющийся при движении тела. Эти обстоятельства делают их крайне удобными для интегрирования уравнений орбитального движения. Авторами было проведено сравнение скорости интегрирования в Декартовых координатах и равноденственных элементах для возмущенной задачи. В качестве возмущений рассматривались несферичность гравитационного потенциала (разложение потенциала в ряд Гаусса с коэффициентами из модели EGM2008), аэродинамическое сопротивление (модель атмосферы NRLMSISE-00, приближение свободномолекулярного гипотермического обтекания) и давление солнечной радиации с конусной моделью тени. При использовании равноденственных элементов для интегрирования уравнений поступательного движения методами Гаусса — Эверхарта было получено, что процесс отыскания решения может быть ускорен на 20% (для низкоорбитальных космических аппаратов) и более (для высоких орбит).

Литература

- [1] Berry M.M., Healy L.M. Implementation of Gauss-Jackson integration for orbit propagation // The Journal of the Astronautical Sciences. 2004. Vol. 52. No. 3. Pp. 331–357. DOI: 10.1007/BF03546367
- [2] Dormand J.R., Prince P.J. A family of embedded Runge-Kutta formulae // Journal of computational and applied mathematics. 1980. Vol. 6. No. 1. Pp. 19–26. DOI: 10.1016/0771-050X(80)90013-3
- [3] Fehlberg E. Classical fifth-, sixth-, seventh-, and eighth-order Runge-Kutta formulas with stepsize control. NASA Technical Report. National Aeronautics and Space Administration, 1968. 82 p.
- [4] Everhart E.A. New Method for Integrating Orbits // Bulletin of the American Astronomical Society. 1973. Vol. 5. 389 p.
- [5] Авдюшев В. А. Численное моделирование орбит небесных тел. Томск: Томский гос. ун-т, 2015. 336 с.
- [6] Walker M.J.H., Ireland B., Owens J. A set modified equinoctial orbit elements // Celestial mechanics. 1985. Vol. 36. No. 4. Pp. 409–419. DOI: 10.1007/BF01227493
- [7] Cefola P. Equinoctial orbit elements - Application to artificial satellite orbits // Astrodynamics Conference. 1972. 937 p. DOI: 10.2514/6.1972-937

On a High-Performance Integrator of the Equations of Orbital Motion of Bodies in Near-Earth Space

Kuznetsov Aleksandr Alekseevich

kuznetsov.aa@mipt.ru

Moscow Institute of Physics and Technology

Zavialova Natalia Alexandrovna

Zavialova.na@mipt.ru

Moscow Institute of Physics and Technology

Petrov Dmitrii Andreevich

petrov.dmitrii@phystech.edu

Moscow Institute of Physics and Technology

Fukin Ilya Igorevich

fukin.ii@mipt.ru

Moscow Institute of Physics and Technology

The paper considers several methods for accelerating the integration of equations of moving bodies in near-earth space using Everhart methods. Questions about the estimation of the local error and the choice of the integration step have been investigated, a new method is proposed that provides greater performance compared to well-known methods. The use of equinoctial elements of the orbit to find the trajectory by Everhart methods is also analyzed.

Keywords: orbital motion, Everhart method, equinoctial elements, integration of equations of motion

References

- [1] Berry M.M., Healy L.M. Implementation of Gauss-Jackson integration for orbit propagation. The Journal of the Astronautical Sciences, 2004, vol. 52, no. 3, pp. 331–357. DOI: 10.1007/BF03546367
- [2] Dormand J.R., Prince P.J. A family of embedded Runge-Kutta formulae. Journal of computational and applied mathematics, 1980, vol. 6, no. 1, pp. 19–26. DOI: 10.1016/0771-050X(80)90013-3
- [3] Fehlberg E. Classical fifth-, sixth-, seventh-, and eighth-order Runge-Kutta formulas with stepsize control. NASA Technical Report. National Aeronautics and Space Administration, 1968. 82 p.
- [4] Everhart E.A. New Method for Integrating Orbits. Bulletin of the American Astronomical Society, 1973, vol. 5, 389 p.
- [5] Avdyushev V. A. Chislennoe modelirovanie orbit nebesnykh tel [Numerical simulation of orbits of celestial bodies]. Tomsk. Tomskiy gos. un-t Publ., 2015. 336 p. (In Russ.).
- [6] Walker M.J.H., Ireland B., Owens J. A set modified equinoctial orbit elements. Celestial mechanics, 1985, vol. 36, no. 4, pp. 409–419. DOI: 10.1007/BF01227493
- [7] Cefola P. Equinoctial orbit elements - Application to artificial satellite orbits. Astrodynamics Conference, 1972, 937 p. DOI: 10.2514/6.1972-937

УДК 531

Динамика и управление объектом космического мусора при его бесконтактной транспортировке ионным потоком в плоском случае

Ледков Александр Сергеевич
Самарский университет

ledkov@inbox.ru

Асланов Владимир Степанович
Самарский университет

aslanov_vs@mail.ru

Исследована бесконтактная транспортировка объекта космического мусора генерируемым двигателем активного космического аппарата ионным потоком. Задача рассмотрена в плоской постановке. Проведенные исследования показали, что управление угловым движением космического мусора позволяет заметно сократить время спуска и требуемые затраты топлива. Построены математические модели и проведено исследование колебаний космического мусора. Разработаны законы управления ионным потоком, предложены различные стратегии управления угловым движением космического мусора в процессе его транспортировки и проведено сравнение их эффективности.

Ключевые слова: космический мусор, ионный поток, бесконтактное воздействие, математическая модель, закон управления, расход топлива

Уборка космического мусора является одной из наиболее актуальных задач современной космонавтики. В работе рассматривается задача бесконтактной транспортировки объекта космического мусора ионным потоком, генерируемым активным космическим аппаратом. Предполагается, что активный космический аппарат подлетает на расстояние порядка десятка метров к объекту космического мусора и направляет на него струю своего ионного двигателя. Врезаясь в поверхность космического мусора, частицы струи оказывают на него силовое воздействие. Поскольку точка приложения генерируемой таким образом результирующей силы не совпадает с центром масс космического мусора, возникает момент, и объект начнет поворачиваться. При этом изменяется величина, направление и точка приложения результирующей ионной силы. Будем называть результирующую силу и создаваемый ей момент относительно центра масс космического мусора соответственно ионной силой и моментом.

В настоящее время довольно хорошо исследован процесс уборки космического мусора ионным потоком без учета его движения относительно центра масс [1, 2], однако, проведенные в [3] расчеты показали, что движение космического мусора относительно центра масс в процессе бесконтактной транспортировки может оказывать существенное влияние на время спуска с орбиты, поэтому его необходимо учитывать при подготовке миссий и разработке законов управления.

Целью работы является исследование динамики объекта космического мусора в процессе его бесконтактной транспортировки ионным потоком; поиск законов управления двигателями активного космического аппарата и параметрами ионного потока, которые обеспечивают транспортировку космического мусора в наиболее благоприятном с точки зрения затрат топлива режиме движения.

При проведении исследования были приняты следующие допущения. Рассматривалось плоское движение системы. Космический мусор рассматривался как цилиндрическое тело, центр масс которого находится в его геометрическом центре, а ось

симметрии лежит в плоскости орбиты. Активный космический аппарат рассматривался как материальная точка. Предполагалось, что ионы в генерируемом двигателем потоке распространяются в соответствии с автоподобной моделью распространения плазмы. При соударении ионов с поверхностью тела использовалась гипотеза о полном диффузионном отражении частиц. Предполагалось, что движение механической системы, состоящей из объекта космического мусора и активного космического аппарата происходит под действием гравитационных, аэродинамических и ионных сил и моментов. Для расчета сил и моментов, генерируемых ионным потоком, был разработан программный комплекс. Объект космического мусора представлялся как набор треугольников, и рассчитывалось силовое воздействие потока ионов на каждый из них, после этого производилось суммирование сил и моментов относительно центра масс объекта.

С помощью уравнений Лагранжа второго рода была разработана математическая модель, описывающая плоское движение механической системы, состоящей из активного космического аппарата и объекта космического мусора цилиндрической формы [4]. Было получено упрощенное дифференциальное уравнение, описывающее движение объекта космического мусора относительно центра масс на Кеплеровой орбите под действием ионного момента [5]. С помощью этого уравнения была проведена серия расчетов для случая неизменного относительного положения активного космического аппарата. Исследовано влияние высоты орбиты и тяги генерирующего ионный поток двигателя на топологию фазового пространства, описывающего плоские колебания космического мусора на круговой орбите. Был введен параметр, характеризующий отношение гравитационного и ионного момента, и построена бифуркационная диаграмма, описывающая расположение и тип положений равновесия объекта в зависимости от этого параметра. Показано, что в процессе спуска космического мусора с орбиты возможна бифуркация, которая проявляется в резком изменении характера его колебаний. Кроме того, с помощью сечений Пуанкаре и показателей Ляпунова показано наличие хаотических режимов движения цилиндрического космического мусора при его бесконтактной транспортировке ионным потоком [5].

Предложены законы управления тягой ионного двигателя и направлением ионного потока, обеспечивающие демпфирование угловых колебаний космического мусора [6], а также перевод космического мусора в требуемый режим угловых колебаний. Результаты численного моделирования подтверждают эффективность предлагаемых законов. Управление направлением потока обеспечивает более быстрый перевод космического мусора в требуемый режим. Предложено четыре стратегии управления угловыми колебаниями при бесконтактной транспортировке космического мусора: без учета его углового движения; транспортировка в положении устойчивого равновесия; транспортировка в режиме колебаний, соответствующем максимальной осредненной по периоду угловых колебаний ионной силе; транспортировка в угловом положении, соответствующем максимальной ионной силе. Оценка затрат топлива по результатам серии численных расчетов показала, что последняя стратегия является неэффективной, а наименьший расход топлива наблюдается при реализации второй стратегии управления [7].

Проведенные исследования показали, что управление угловым движением космического мусора в процессе его бесконтактной транспортировки ионным потоком позволяет заметно сократить время спуска и требуемые затраты топлива. Результаты

проведенных исследований могут быть использованы при разработке принципиально новых образцов ракетно-космической техники.

Грант Российского научного фонда (проект № 19-19-00085).

Литература

- [1] Bombardelli C., Urrutxua H., Merino M., Ahedo E., Pelaez J. Relative dynamics and control of an ion beam shepherd satellite // *Advances in the Astronautical Sciences*. 2012. Vol. 143. Pp. 2145–2157.
- [2] Obukhov V.A., Kirillov V.A., Petukhov V.G., Popov G.A., Svotina V.V., Testoyedov N.A., Usovik I.V. Problematic issues of spacecraft development for contactless removal of space debris by ion beam // *Acta Astronautica*. 2021. Vol. 181. Pp. 569–578.
- [3] Aslanov V.S., Ledkov A.S. Attitude motion of cylindrical space debris during its removal by ion beam // *Mathematical Problems in Engineering*. 2017. Article ID 1986374. Pp. 1–8. DOI: 10.1155/2017/1986374
- [4] Ledkov A.S., Aslanov V.S. Attitude motion of space debris during its removal by ion beam taking into account atmospheric disturbance // *Journal of Physics: Conference Series*. 2018. Vol. 1050. No. 1. Pp. 1–8. DOI: 10.1088/1742-6596/1050/1/012041
- [5] Aslanov V., Ledkov A., Konstantinov M. Chaotic motion of a cylindrical body during contactless transportation from MEO to LEO by ion beam // *Nonlinear Dynamics*. 2020. Vol. 101. No. 2. Pp. 1221–1231. DOI:10.1007/s11071-020-05822-0
- [6] Aslanov V.S., Ledkov A.S. Space debris attitude control during contactless transportation in planar case // *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*. 2020. Vol. 43. No. 3. Pp. 451–461. DOI:10.2514/1.G004686
- [7] Aslanov V.S., Ledkov A.S. Fuel costs estimation for ion beam assisted space debris removal mission with and without attitude control // *Acta Astronautica*. 2021. Vol. 187. Pp. 123–132. DOI:10.1016/j.actaastro.2021.06.028

Dynamics and Control of a Space Debris Object during Its Contactless Transportation by Ion Beam in Planar Case

Ledkov Alexander Sergeevich
Samara University

ledkov@inbox.ru

Aslanov Vladimir Stepanovich
Samara University

aslanov_vs@mail.ru

Contactless transportation of a space debris object by ion beam generated by an active spacecraft engine is considered in planar case of motion. Studies show that control of the angular motion of space debris can significantly reduce the descent time and the required fuel consumption. Mathematical models are developed, and research on the space debris oscillations is carried out. Control laws of ion beam are developed. Various strategies for the space debris angular motion control during its transportation are proposed. Comparison of their effectiveness is carried out.

Keywords: space debris, ion beam, contactless impact, mathematical model, control law, fuel consumption

Russian science foundation (Project No. 19-19-00085).

References

- [1] Bombardelli C., Urrutxua H., Merino M., Ahedo E., Pelaez J. Relative dynamics and control of an ion beam shepherd satellite // *Advances in the Astronautical Sciences*. 2012. Vol. 143. Pp. 2145–2157.
- [2] Obukhov V.A., Kirillov V.A., Petukhov V.G., Popov G.A., Svotina V.V., Testoyedov N.A., Usovik I.V. Problematic issues of spacecraft development for contactless removal of space debris by ion beam // *Acta Astronautica*. 2021. Vol. 181. Pp. 569–578.
- [3] Aslanov V.S., Ledkov A.S. Attitude motion of cylindrical space debris during its removal by ion beam // *Mathematical Problems in Engineering*. 2017. Article ID 1986374. Pp. 1–8. DOI: 10.1155/2017/1986374
- [4] Ledkov A.S., Aslanov V.S. Attitude motion of space debris during its removal by ion beam taking into account atmospheric disturbance // *Journal of Physics: Conference Series*. 2018. Vol. 1050. No. 1. Pp. 1–8. DOI: 10.1088/1742-6596/1050/1/012041
- [5] Aslanov V., Ledkov A., Konstantinov M. Chaotic motion of a cylindrical body during contactless transportation from MEO to LEO by ion beam // *Nonlinear Dynamics*. 2020. Vol. 101. No. 2. Pp. 1221–1231. DOI:10.1007/s11071-020-05822-0
- [6] Aslanov V.S., Ledkov A.S. Space debris attitude control during contactless transportation in planar case // *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*. 2020. Vol. 43. No. 3. Pp. 451–461. DOI:10.2514/1.G004686
- [7] Aslanov V.S., Ledkov A.S. Fuel costs estimation for ion beam assisted space debris removal mission with and without attitude control // *Acta Astronautica*. 2021. Vol. 187. Pp. 123–132. DOI:10.1016/j.actaastro.2021.06.028

УДК 531.395

О выборе рациональной конфигурации тросовой системы, предназначенной для стабилизации движения окололунной космической станции

Ледкова Татьяна Александровна

ta_ledkova@bk.ru

Самарский университет

Рассмотрена стабилизация движения космической станции на окололунной орбите с помощью тросовой системы с учетом влияния гравитационного поля Земли. Проводится сравнение двух конфигураций космической тросовой системы. Первая конфигурация включала в свой состав станцию и малый космический аппарат. Во втором случае космическая система состояла из станции и двух малых космических аппаратов. Предполагается, что космическая тросовая система совершает развертывание по заданной программе в направлении местной вертикали. Станция рассматривается как твердое тело вращения, малые космические аппараты — материальные точки. Тросы представляют собой невесомые и нерастяжимые механические связи. С помощью законов Ньютона и теоремы об изменении кинетического момента разработана математическая модель, описывающая плоское движение космической системы. Сделан вывод, что симметричная конфигурация системы с двумя малыми космическими аппаратами имеет преимущество с точки зрения решения задачи гравитационной стабилизации движения окололунной станции (погрешность стабилизации станции относительно вертикали уменьшается).

Ключевые слова: космическая тросовая система, космическая станция, микроспутник, окололунная орбита, развертывание тросовой системы, программа управления, гравитационная стабилизация, возмущенное движение

Исследование динамики космических тросовых систем является актуальным направлением исследований в современной космонавтике. Это связано с возможностью создания легких протяженных космических систем различных конфигураций, которые могут быть применены во многих задачах [1, 2].

В работе исследуется развертывание космической тросовой системы при ее движении по возмущенной окололунной орбите. В качестве возмущения рассматривается притяжение Земли, как материальной точки, и влияние старших членов разложения гравитационного потенциала Луны. Тросовая система предназначена для гравитационной стабилизации космической станции вдоль местной вертикали [3]. Применение принципа гравитационной стабилизации для окололунной станции обеспечит экономию энергии и топлива, что является важным для космических систем, которые удалены от Земли на значительные расстояния. Также малые космические аппараты могут быть использованы для зондирования поверхности Луны, инспекции состояния станции, доставки грузов на поверхность Луны. Во многих проектах освоения Луны и Марса предлагается использовать базовую окололунную станцию [4, 5]. Предполагается, что станция будет использоваться для доставки грузов на поверхность Луны. Возможно применение окололунной станции как промежуточной базы при полетах на Марс или за пределы Солнечной системы. В настоящее время разрабатываются варианты лунной космической станции, например, Lunar Orbital Platform-Gateway [6].

Целью работы является исследование и сравнение процесса стабилизации двух конфигураций космической тросовой системы относительно местной вертикали при ее развертывании и после завершения выпуска тросов.

В работе рассматриваются две конфигурации космической тросовой системы. В первом случае она состоит из космической станции и одного малого космического аппарата, соединенных между собой тросом. Вторая конфигурация содержит станцию и два малых космических аппарата, которые соединены со станцией тросами. Станция рассматривается как твердое тело вращения, малые космические аппараты — как материальные точки. Трос представлен как невесомый нерастяжимый стержень, длина которого меняется со временем. Движение механической системы в первом случае описывается шестью обобщенными координатами: угол истинной аномалии Луны; угол истинной аномалии первого спутника; радиус-вектор первого спутника; угол отклонения троса, соединяющего первый спутник и станцию, от местной вертикали; угол отклонения оси симметрии станции от троса; длина троса, соединяющего первый спутник и станцию. Во втором случае добавляются две координаты, связанные со вторым спутником: угол отклонения троса, соединяющего станцию и второй спутник, от оси симметрии станции; длина троса, соединяющего станцию и второй спутник.

С помощью второго закона Ньютона и теоремы об изменении кинетического момента составлены уравнения движения космической тросовой системы. Методика определения сил и моментов, действующих на космическую систему, и закон управления развертыванием тросовой системы описаны в работе [7]. Разработанная математическая модель позволяет проанализировать колебания системы вблизи местной вертикали в процессе и после ее формирования для различных массово-геометрических характеристик, параметров окололунной орбиты и начальных условий движения.

Было проведено численное моделирование процесса развертывания космической тросовой системы, результаты которого показали, что при развертывании тросовой системы в радиальном направлении происходит одновременная стабилизация движе-

ния станции и тросов относительно местной вертикали, которая представляет собой линию, проходящую через центр масс Луны и центр масс космической станции.

Сравнивая результаты, полученные для двух конфигураций тросовой системы, можно сделать вывод, что при формировании космической тросовой системы, состоящей из станции и одного спутника, амплитуда и частота колебаний станции около положения местной вертикали увеличиваются. Максимальное значение силы натяжения троса в этом случае увеличивается в 5–6 раз. Поэтому для стабилизации движения окололунной космической станции более предпочтительной является симметричная конфигурация космической тросовой системы, включающая в себя два малых космических аппарата. Установлено, что после окончания выпуска тросов для случая симметричной тросовой системы колебания станции и тросов относительно вертикали остаются ограниченными в течение достаточно большого промежутка времени.

Исследование поддержано грантом РФФИ и Государственного фонда естественных наук Китая в рамках научного проекта № 21-51-53002.

Литература

- [1] Белецкий В.В., Левин Е.М. Динамика космических тросовых систем. М.: Наука, 1990. 329 с.
- [2] Williams P. A review of space tether technology // Recent Patents on Space Technology. 2012. Vol. 2. No. 1. Pp. 22–36. DOI: 10.2174/1877611611202010022
- [3] Zabolotnov Y.M. Control of the deployment of an orbital tether system that consists of two small spacecraft // Cosmic Research. 2017. Vol. 55. No. 3. Pp. 224–233. DOI: 10.1134/S0010952517020083
- [4] Haws T. SLS, the DSG, and Lunar Landers in the mid-2030s // 2018 Joint Propulsion Conference. 2018. P. 4638. DOI: 10.2514/6.2018-4638
- [5] Smitherman D., Schnell A. Gateway Lunar Habitat Modules as the Basis for a Modular Mars Transit Habitat // 2020 IEEE Aerospace Conference. IEEE. 2020. Pp. 1–12.
- [6] Gill T. NASA's Lunar Orbital Platform-Gateway. The Space Congress Proceedings. URL: <https://commons.erau.edu/space-congress-proceedings/proceedings-2018-45th/presentations/17> (дата обращения 15.11.2021).
- [7] Ледкова Т.А., Заболотнов Ю.М. Развертывание и стабилизация движения космической тросовой системы на окололунной орбите // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2021. Т. 20. № 2. С. 63–73. DOI: 10.18287/2541-7533-2021-20-2-63-73

On the Choice of a Rational Configuration of the Tethered System Designing for Stabilizing the Motion of a Circumlunar Space Station

Ledkova Tatyana Alexandrovna
Samara University

ta_ledkova@bk.ru

The stabilization of the motion of the space station in a circumlunar orbit using a tether system, taking into account the influence of the Earth's gravitational field, was investigated. Comparison of two configurations of the space tether system is carried out. The first configuration included a station and a small spacecraft. In the second case, the space system consisted of a station and two small spacecraft. It was assumed that the space tether system is deploying according to a given program in the direction of the local vertical. The station was considered as a rigid body of revolution. Small spacecraft are material points. The tethers are presented as weightless and inextensible mechanical bars. A mathematical model has been developed that describes the plane motion of the space system, using Newton's laws and the theorem on the change in angular momentum. It has been established that the symmetrical configuration of the system with two small

spacecraft has an advantage in terms of solving the problem of gravitational stabilization of the movement of the lunar station (the error of stabilization of the station relative to the vertical decreases).

Keywords: space tether system, space station, microsatellite, circumlunar orbit, tether system deployment, control program of deployment, gravitational stabilization, disturbed motion

The reported study was funded by RFBR and NSFC, project number 21-51-53002.

References

- [1] Beletskiy V.V., Levin E.M. Dinamika kosmicheskikh trosovykh sistem [Dynamics of space cable systems]. Moscow, Nauka Publ., 1990, 329 p. (In Russ.).
- [2] Williams P. A review of space tether technology. Recent Patents on Space Technology, 2012, vol. 2, no. 1, pp. 22–36. DOI: 10.2174/1877611611202010022
- [3] Zabolotnov Y.M. Control of the deployment of an orbital tether system that consists of two small spacecraft. Cosmic Research, 2017, vol. 55, no. 3, pp. 224–233. DOI: 10.1134/S0010952517020083
- [4] Haws T. SLS, the DSG, and Lunar Landers in the mid-2030s. 2018 Joint Propulsion Conference, 2018, p. 4638. DOI: 10.2514/6.2018-4638
- [5] Smitherman D., Schnell A. Gateway Lunar Habitat Modules as the Basis for a Modular Mars Transit Habitat. 2020 IEEE Aerospace Conference, IEEE, 2020, pp. 1–12.
- [6] Gill T. NASA's Lunar Orbital Platform-Gateway. The Space Congress Proceedings. Available at: <https://commons.erau.edu/space-congress-proceedings/proceedings-2018-45th/presentations/17> (accessed November 15, 2021).
- [7] Ledkova T.A., Zabolotnov Yu.M. Razvertyvanie i stabilizatsiya dvizheniya kosmicheskoy trosovoy sistemy na okololunnoy orbite [Deployment and stabilization of the motion of a space tethered system in a lunar orbit]. Vestnik Samarskogo universiteta. Aerokosmicheskaya tekhnika, tekhnologii i mashinostroenie [VESTNIK of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering], 2021, vol. 20, no. 2, pp. 63–73. (In Russ.). DOI: 10.18287/2541-7533-2021-20-2-63-73

УДК 629.78

Поддержание треугольной спутниковой формации при помощи аэродинамических сил

Маштаков Ярослав Владимирович yarmashtakov@gmail.com

Институт прикладной математики имени М.В. Келдыша РАН

Иванов Данил Сергеевич danilivanovs@gmail.com

Институт прикладной математики имени М.В. Келдыша РАН

Монахова Ульяна Владимировна monakhova@phystech.edu

Институт прикладной математики имени М.В. Келдыша РАН

Рассмотрена задача поддержания конфигурации из трех аппаратов, формирующих правильный треугольник в приэкваториальной зоне. Предложены начальные орбиты для этих аппаратов, обеспечивающие требуемое изменение размеров треугольника с начальных 100 до 1000 км в течение года. Для фазирования аппаратов используется сила аэродинамического сопротивления. Требуемое изменение ориентации обеспечивается системой управления на основе двигателей-маховиков и магнитных катушек

Ключевые слова: *треугольные формации, сила сопротивления атмосферы, ориентация, маховики*

Гамма-вспышки земного происхождения – это физическое явление, которое наблюдается в земной атмосфере. Впервые они были обнаружены в ходе эксперимента BATSE [1], проводимого на спутниковой обсерватории Compton Gamma Ray Observatory. Основной целью этого эксперимента было исследование гамма-вспышек, которые генерируются космическими источниками, например квазарами и пульсарами, однако детекторы зарегистрировали также и земные гамма-вспышки. После этого подобные вспышки были зарегистрированы и другими космическими аппаратами: Reuven Ramaty High Energy Solar Spectroscopic Imager (RHESSI) [2], Fermi Gamma-Ray Space Telescope [3], AstroRivelatore Gamma a Immagini Leggero (AGILE) [4]. Несколько экспериментов по наблюдению гамма-вспышек была также проведено и в России [5, 6].

Основная гипотеза появления гамма-вспышек земного происхождения заключается в том, что они вызываются молниевыми эффектами в атмосфере. В то же время, на текущий момент детальной математической модели этих эффектов до сих пор не разработано, так как не хватает данных одновременного наблюдения молниевых эффектов и гамма-вспышек.

В вышеупомянутых миссиях наблюдения всегда проводились при помощи только одного аппарата. Это приводило к невозможности точного определения источника гамма-вспышки. В настоящей работе мы рассматриваем миссию, состоящую из трех аппаратов нанокласса. Каждый из них предполагается оснастить двумя сенсорами, которые будут способны одновременно регистрировать как гамма-вспышки, так и молниевые эффекты, а также с достаточной точностью определять их положение на земной поверхности с помощью триангуляции.

Молниевые эффекты как правило наблюдаются вблизи экватора. Следовательно, необходимо, чтобы спутники образовывали близкий к правильному треугольнику при пролете экваториальной зоны. Основной сложностью при проведении этой миссии оказывается необходимость изменения размеров этого треугольника, так как на текущий момент неизвестны точные размеры области, в которой могут наблюдаться гамма-вспышки: предварительные теоретические оценки дают разброс от 100 до 1 000 километров. При этом необходимо отметить, что рассматриваются аппараты нанокласса, а значит установка двигателей, способных существенно изменять параметры орбиты аппаратов, представляется едва ли осуществимой.

В настоящей работе мы предлагаем специальным образом подбирать начальные орбиты аппаратов, чтобы в течение года изменить длину стороны треугольника, образуемого аппаратами, с 1 000 до 100 км. Этот эффект достигается за счет малой разницы наклона орбит аппаратов, что приводит к разнице дрейфов долгот восходящих узлов вследствие влияния второй зональной гармоники гравитационного поля Земли. При этом открытым остается вопрос фазирования аппаратов на орбите: из-за неточностей выведения аппаратов их большие полуоси будут незначительно отличаться, что приведет к нежелательному «разбеганию» или сближению аппаратов. Чтобы решить эту задачу, предлагается использовать силу аэродинамического сопротивления атмосферы. Конструкция спутников базируется на платформе ТНС-0, разработанной АО «Российские космические системы», и имеет форму продолговатой шестигранной призмы. Таким образом, меняя ориентацию аппаратов относительно орбитальной системы, оказывается возможным менять эффективную площадь сече-

ния аппаратов относительно набегающего потока. Для обеспечения требуемого изменения ориентации аппаратов планируется использовать систему на основе двигателей-маховиков и магнитных катушек.

*Исследование выполнено за счет гранта
Российского научного фонда (проект № 20-71-00149).*

Литература

- [1] Fishman G.J. et al. Discovery of intense gamma-ray flashes of atmospheric origin // Science (80-). 1994. Vol. 264, no. 5163. Pp. 1313–1316.
- [2] Smith D.M. et al. Terrestrial gamma-ray flashes observed up to 20 MeV // Science (80-). 2005. Vol. 307, no. 5712. Pp. 1085–1088.
- [3] Briggs M.S. et al. First results on terrestrial gamma ray flashes from the Fermi Gamma-ray Burst Monitor // J Geophys Res Sp Phys. 2010. Vol. 115, no. 7. Pp. 1–14.
- [4] Marisaldi M. et al. Detection of terrestrial gamma ray flashes up to 40 MeV by the AGILE satellite // J Geophys Res Sp Phys. 2010. Vol. 115, no. 3. Pp. 1–12.
- [5] Klimov P.A. et al. UV transient atmospheric events observed far from thunderstorms by the Vernov satellite // IEEE Geosci. Remote Sens Lett. 2018. Vol. 15, no. 8. Pp. 1139–1143.
- [6] Sadovnichii V.A. et al. “Lomonosov” Satellite — Space Observatory to Study Extreme Phenomena in Space // Space Sci Rev Springer Science + Business Media B.V., 2017. Vol. 212, no. 3–4. Pp. 1705–1738.

Satellite Triangular Formation Maintenance Using Differential Drag Control

Mashtakov Yaroslav

yarmashtakov@gmail.com

Keldysh Institute of Applied Mathematics of Russian Academy of Sciences

Ivanov Danil Sergeevich

danilivanovs@gmail.com

Keldysh Institute of Applied Mathematics of Russian Academy of Sciences

Monakhova Uliana Vladimirovna

monakhova@phystech.edu

Keldysh Institute of Applied Mathematics of Russian Academy of Sciences

The paper considers the problem of maintaining a configuration of three satellite forming a regular triangle in the equatorial zone. Initial orbits for these satellites are proposed, which provide the required change in the triangle size from the initial 100 to 1000 kilometers in one-year period. The aerodynamic drag force is used for phasing the satellites. The required attitude is provided by a control system based on reaction wheels and magnetic coils

Keywords: *Triangular formation, atmospheric drag control, attitude, reaction wheels*

The research was supported by RSF (project No. 20-71-00149).

References

- [1] Fishman G.J. et al. Discovery of intense gamma-ray flashes of atmospheric origin. Science (80-), 1994, vol. 264, no. 5163, pp. 1313–1316.
- [2] Smith D.M. et al. Terrestrial gamma-ray flashes observed up to 20 MeV. Science (80-), 2005, vol. 307, no. 5712, pp. 1085–1088.

- [3] Briggs M.S. et al. First results on terrestrial gamma ray flashes from the Fermi Gamma-ray Burst Monitor. *J Geophys Res Sp Phys*, 2010, vol. 115, no. 7, pp. 1–14.
- [4] Marisaldi M. et al. Detection of terrestrial gamma ray flashes up to 40 MeV by the AGILE satellite. *J Geophys Res Sp Phys*, 2010, vol. 115, no. 3, pp. 1–12.
- [5] Klimov P.A. et al. UV transient atmospheric events observed far from thunderstorms by the Vernov satellite. *IEEE Geosci. Remote Sens Lett*, 2018, vol. 15, no. 8, pp. 1139–1143.
- [6] Sadovnichii V.A. et al. “Lomonosov” Satellite — Space Observatory to Study Extreme Phenomena in Space. *Space Sci Rev Springer Science + Business Media B.V.*, 2017, vol. 212, no. 3–4, pp. 1705–1738.

УДК 629.78

Оценка размера коммуникационной области в задаче децентрализованного управления движением роя наноспутников

Монахова Ульяна Владимировна

monakhova@phystech.edu

Институт прикладной математики имени М.В. Келдыша РАН

Иванов Данил Сергеевич

danilivanovs@gmail.com

Институт прикладной математики имени М.В. Келдыша РАН

Маштаков Ярослав Владимирович

yarmashtakov@gmail.com

Институт прикладной математики имени М.В. Келдыша РАН

Шестаков Сергей Алексеевич

shestakov.sa@gmail.com

Институт прикладной математики имени М.В. Келдыша РАН

Рассмотрен рой наноспутников, оснащенных магнитной системой ориентации, находящихся на низкой околоземной орбите. Для построения роя в работе предложен децентрализованный подход к управлению относительным движением. В предположении, что относительное движение между спутниками известно только в пределах определенной зоны видимости, проведена оценка размеров такой зоны необходимой для построения роя. Полученные оценки исследованы численно с различными параметрами алгоритма.

Ключевые слова: децентрализованное управление, рой наноспутников, магнитная система ориентации, коммуникационные ограничения

Развитие групповых полетов наноспутников открыло возможности для проведения различных научных экспериментов, таких как дистанционное зондирование, изучение магнитосферы или гравитационного поля Земли [1]. Для реализации таких миссий необходимо управление относительным движением каждого спутника в группе, что является сложной задачей в связи с ограничениями на размер аппаратов и энергетику на борту. В работе будет рассмотрена проблема построения роя наноспутников сразу после их отделения от ракеты-носителя. Роем называется конфигурация множества спутников, движущихся по произвольным, но ограниченным относительным траекториям [2]. Для поддержания ограниченности траекторий необходимо управлять относительным движением каждого аппарата в рое. Однако в случае значительного количества спутников это трудновыполнимая задача из-за ограничений системы определения относительного движения, установленной на аппарате. В данной работе

мы предполагаем, что каждому спутнику известно относительное движение не всех спутников в рое, а только тех, которые попадают в его зону видимости. Зона видимости представляет собой сферу с центром в центре масс рассматриваемого аппарата. Задачей каждого спутника в рое является устранение дрейфа относительно аппаратов, попадающих в его зону видимости. Также предполагается, что каждый аппарат оснащен магнитной системой ориентации.

Основной целью данной работы является изучение децентрализованного алгоритма управления наноспутниками в рое при наличии ограничений на размер зоны видимости. Было проведено аналитическое исследование системы уравнений, описывающих управляемое относительное движение аппаратов. В ходе исследования было получено, что спектр динамической матрицы уравнений совпадает со спектром нормированной матрицы Кирхгофа. Матрица Кирхгофа строится для графа, в котором вершины — это спутники, а ребра — связи между этими спутниками. Используя свойства матрицы Кирхгофа [3], можно получить, что в случае связного графа собственные числа матрицы системы принимают все отрицательные значения за исключением одного нулевого, которое будет соответствовать величине дрейфа всего роя как единого целого. Это означает, что все относительные дрейфы сходятся к нулевому значению при предлагаемом управлении. Скорость сходимости такой системы можно оценить наибольшим отрицательным собственным числом. В общем виде посчитать скорость сходимости для связного графа — это сложная для аналитического исследования задача, поэтому в работе использовалась оценка, полученная для полного графа. Учитывая эту оценку на скорость сходимости и ошибки в скоростях отделения от ракеты-носителя, можно оценить необходимую величину зоны видимости для поддержания связности роя. Полученная аналитическая оценка проверяется численным исследованием с помощью метода Монте-Карло [4].

Литература

- [1] Tapley B. et al. GGM02 — an improved Earth gravity field model from GRACE // *J Geod.* 2005. Vol. 79, no. 8. Pp. 467–478.
- [2] Izzo D., Pettazzi L. Autonomous and distributed motion planning for satellite swarm // *J Guid Control Dyn.* 2007. Vol. 30, no. 2. Pp. 449–459.
- [3] Chung F.R.K. Lectures on spectral graph theory // *Lecture Notes.* 2001. Corpus ID 10864502.
- [4] Rubinstein Y.R., Kroese P.D. Simulation and the Monte Carlo method. John Wiley & Sons, Inc., 2008. 366 p.

The Estimation of Communication Area Required for the Decentralized Control of Nanosatellites Swarm

Monakhova Uliana Vladimirovna monakhova@phystech.edu

Keldysh Institute of Applied Mathematics of Russian Academy of Sciences

Ivanov Danil Sergeevich danilivanovs@gmail.com

Keldysh Institute of Applied Mathematics of Russian Academy of Sciences

Mashtakov Yaroslav yarmashtakov@gmail.com

Keldysh Institute of Applied Mathematics

Shestakov Sergei shestakov.sa@gmail.com

Keldysh Institute of Applied Mathematics of Russian Academy of Sciences

In low Earth orbit the swarm of nanosatellites equipped with magnetorquers is considered. Assuming the relative motion between satellites is known only inside specific communication area, a decentralized control algorithm is proposed in this study. The sufficient size of this communication area to preserve the swarm is estimated analytically. The proposed control scheme performance is studied numerically with different algorithm parameters.

Keywords: *decentralized algorithm, swarm of nanosatellites, magnetic attitude control, communication restrictions*

References

- [1] Tapley B. et al. GGM02 — an improved Earth gravity field model from GRACE. *J Geod*, 2005, vol. 79, no. 8, pp. 467–478.
- [2] Izzo D., Pettazzi L. Autonomous and distributed motion planning for satellite swarm. *J Guid Control Dyn*, 2007, vol. 30, no. 2, pp. 449–459.
- [3] Chung F.R.K. Lectures on spectral graph theory. *Lecture Notes*, 2001. Corpus ID 10864502.
- [4] Rubinstein Y.R., Kroese P.D. *Simulation and the Monte Carlo method*. John Wiley & Sons, Inc., 2008, 366 p.

УДК 681.5.09

Локализация отказа магнитной системы ориентации и стабилизации малого космического аппарата

Мухачев Петр Александрович mukhachev@phystech.edu

Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет)

Притыкин Дмитрий Аркадьевич pritykin.da@mipt.ru

Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет)

Магнитные системы ориентации являются популярным решением среди разработчиков спутников формата кубсат благодаря своей простоте и доступности. При этом точность ориентации напрямую зависит от точности как датчиков, так и бортовых моделей, сбои в которых могут быть вызваны различными внешними факторами. В работе рассмотрена задача ранней диагностики возможных сбоев на борту спутника формата кубсат. Для решения этой задачи использованы и сравнены между собой традиционный

метод обнаружения неисправностей на основе правил, и метод, основанный на статистическом анализе телеметрической информации. Обсуждены различные сценарии использования рассматриваемых методов, отмечены преимущества и недостатки изученных алгоритмов, сформулированы рекомендации по их применению при эксплуатации космических аппаратов.

Ключевые слова: поиск аномалий, техническая диагностика, телеметрическая информация, управление полетом, магнитная система ориентации

Активные магнитные системы управления ориентацией [1] благодаря простоте разработки аппаратной части и надежности стали популярны среди разработчиков спутников формата кубсат в тех случаях, когда миссия не предъявляет высоких требований к точности стабилизации. Магнитные исполнительные органы и магнитометры применялись в контуре системы управления ориентацией с самого начала космической эры, однако в последнее время благодаря успехам микроэлектроники они стали особенно популярны среди разработчиков малых аппаратов. В литературе известны результаты, позволяющие говорить об управляемости спутника с магнитной системой ориентации [2]. Синтезированы алгоритмы управления ориентацией космического аппарата по трем осям [1]. Можно выделить две основные проблемы магнитных систем ориентации — идентификация и компенсация неопределенностей в параметрах системы (таких, например, как компоненты тензора инерции) и возмущений внешней среды, а также сбои в работе бортовых моделей, вызванные внешними факторами. Решению первой проблемы посвящено достаточно много работ, в основном применяющих алгоритмы фильтрации для определения неучтенных возмущений (см. например, [1]). Настоящий доклад сосредоточен на решении второй проблемы, а именно на ранней диагностике аномальной работы тех компонентов системы ориентации, от которых зависит точность бортовых моделей, использующихся в процедуре определения ориентации.

Рассматриваемая система ориентации включает электромагнитные катушки в качестве исполнительных органов, а в качестве датчиков — магнитометры, датчики угловой скорости и датчики Солнца. Система спроектирована в ходе работы над проектом космического центра Сколтеха и, как многие университетские космические разработки полагается на использование недорогих, коммерчески доступных компонентов. Исследуемые аномалии связаны с уходом бортового времени (в [3] показано, что космическая радиация может значительно влиять на точность отсчета времени на таких компонентах) и с эффектом «ложного Солнца» в солнечных датчиках. Потеря точного времени влияет на определение положения спутника на орбите, что влечёт за собой некорректное определение модельного вектора геомагнитной индукции, использующегося при определении ориентации. Ложные показания солнечных датчиков также ведут к некорректной работе алгоритмов определения ориентации. Своевременное определение аномального поведения позволит избежать потери ориентации за счёт коррекции бортового времени с помощью GPS-приемника (который в соответствии с проектом не может функционировать на постоянной основе из соображений энергодобавки).

Поскольку даже в небольших космических аппаратах количество телеметрических параметров составляет несколько десятков, а в крупных достигает десятки тысяч, ручной контроль не представляется возможным, и возникает задача автоматизации поиска аномалий и идентификации различных видов отказов во время полета. Данная работа ставит своей задачей идентификацию причины потери ориентации

космическим аппаратом для автоматического принятия решения о корректирующих действиях и для продвинутого анализа телеметрической информации на этапе расследования нештатной ситуации.

Для решения этой задачи используется численное моделирование работы системы ориентации и стабилизации космического аппарата, его датчиков и динамики углового движения. Среди возможных причин отказа системы ориентации рассматриваются эффект ложного солнца, потеря точности бортовых часов, неисправности различных датчиков. Показано, что оказывается возможным определить причину отказа как методами, основанными на правилах [4], так и статистическими методами. В качестве инструмента статистического анализа телеметрической информации используются копулы [5]. Этот инструмент позволяет выявлять неучтенные или неочевидные статистические взаимосвязи различных динамических параметров друг с другом на основе анализа данных. В работе используются выявленные таким образом взаимосвязи и их параметры для поиска и идентификации отказов и аномальных состояний космического аппарата, что может быть полезно как на этапе принятия решений о корректирующих воздействиях, так и для расследования инцидентов.

В работе сравнивается эффективность различных подходов к решению этой задачи: моделиориентированный подход с непосредственным созданием правил идентификации и подход, основанный на статистическом анализе данных бортовой телеметрической информации. Анализируются такие показатели работы сравниваемых подходов как точность и полнота идентификации, а также оперативность распознавания. Обсуждаются различные сценарии использования упомянутых подходов в задаче обеспечения безопасности полета.

Литература

- [1] Овчинников М.Ю., Ролдугин Д.С. Современные алгоритмы активной магнитной ориентации спутников // Космические аппараты и технологии. 2019. № 2 (28). С. 73–86.
- [2] Bhat S.P. Controllability of nonlinear time-varying systems: applications to spacecraft attitude control using magnetic actuation // IEEE Transactions on Automatic Control. 2005. Vol. 50, no. 11. Pp. 1725–1735.
- [3] Renaudie C., Markgraf M., Montenbruck O., Garcia M. Radiation testing of commercial-off-the-shelf GPS technology for use on low earth orbit satellites // 2007 9th European Conference on Radiation and Its Effects on Components and Systems. Deauville, France, Sep. 2007. Pp. 1–8. DOI: 10.1109/RADECS.2007.5205561
- [4] Zolghadri A. Advanced model-based FDIR techniques for aerospace systems: Today challenges and opportunities. Progress in Aerospace Sciences. 2012. Vol. 53. Pp. 18–29. DOI: 10.1016/j.paerosci.2012.02.004
- [5] Czado C. Analyzing dependent data with vine copulas: A practical guide with R. Springer international publishing, 2019. DOI: 10.1007/978-3-030-13785-4

Fault Identification for Magnetic Attitude Determination and Control System of a Small Satellite

Mukhachev Petr Aleksandrovich

mukhachev@phystech.edu

Moscow Institute of Physics and Technology

Pritykin Dmitriy Arkadievich

pritykin.da@mipt.ru

Moscow Institute of Physics and Technology

Magnetic attitude control systems are a popular solution among designers of cubsat satellites due to their simplicity and availability. At the same time, the accuracy of orientation directly depends on the accuracy of both sensors and on-board models, failures in which can be caused by various external factors. The paper considers the problem of early diagnostics of possible failures on board a cubesat satellite. To solve this problem, the traditional rule-based fault detection method and the method based on statistical analysis of telemetry information are used and compared with each other. Various scenarios of using the considered methods are discussed, the advantages and disadvantages of the studied algorithms are noted, and recommendations are formulated for their application in the operation of spacecraft.

Keywords: anomaly detection, fault localization, technical diagnosis, telemetry analysis, magnetic attitude control

References

- [1] Ovchinnikov M.Yu., Roldugin D.S. Sovremennyye algoritmy aktivnoi magnitnoi orientatsii sputnikov [Modern algorithms of active magnetic orientation of satellites]. Kosmicheskie apparaty i tekhnologii [Space apparatuses and technologies], 2019, no. 2 (28), pp. 73–86. (In Russ.).
- [2] Bhat S.P. Controllability of nonlinear time-varying systems: applications to spacecraft attitude control using magnetic actuation. IEEE Transactions on Automatic Control, 2005, vol. 50, no. 11, pp. 1725–1735.
- [3] Renaudie C., Markgraf M., Montenbruck O., Garcia M. Radiation testing of commercial-off-the-shelf GPS technology for use on low earth orbit satellites. 2007 9th European Conference on Radiation and Its Effects on Components and Systems, Deauville, France, Sep. 2007, pp. 1–8. DOI: 10.1109/RADECS.2007.5205561
- [4] Zolghadri A. Advanced model-based FDIR techniques for aerospace systems: Today challenges and opportunities. Progress in Aerospace Sciences, 2012, vol. 53, pp. 18–29. DOI: 10.1016/j.paerosci.2012.02.004
- [5] Czado C. Analyzing dependent data with vine copulas: A practical guide with R. Springer international publishing, 2019. DOI: 10.1007/978-3-030-13785-4

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 использование одной из коллинеарных точек либрации L1 или L2 для развертывания тросовой системы в направлении Фобоса в плоской круговой ограниченной задаче трех тел в системе Марс — Фобос. Получено уравнение движения в полярной системе координат для троса постоянной длины. Проведено сравнение приближенного решения для малых углов отклонения троса от местной вертикали с численным, найдены положения равновесия и определена зависимость периода колебаний от длины троса. Показано, что система, «закрепленная» как в точке L1, так и в L2, имеет потенциальные ямы, в случаях, когда трос направлен в сторону Фобоса. Сделан вывод, 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: космическая тросовая система, точки либрации, положение равновесия, фазовая плоскость, аналитическое решение, эллиптическая функция

Использование тросовых систем для изучения и освоения планет Солнечной системы и их спутников является одной из актуальных задач современной космонавтики. С другой стороны, в настоящее время большое внимание уделяется исследованию Фобоса — одного из спутников Марса, происхождение которого до сих пор не установлено. Доставка на Землю образцов с Фобоса даст возможность получить новое представление о структуре его поверхности [1, 2]. Японское агентство аэрокосмических исследований (JAXA) разрабатывает автоматический аппарат Martian Moons Exploration (MMX) для исследования Фобоса [3]. MMX отправится в космос в 2024 году, а в 2025 году достигнет Марса. Станция будет работать на квазистационарной орбите вокруг Фобоса, а также совершит ряд облетов Деймоса. В 2028 году возвращаемый модуль с капсулой, куда поместят образцы грунта Фобоса, направится к Земле, ожидается, что ученые получат грунт в 2029 году. В 2017 году NASA предложило инновационную 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 период колебаний тросовой системы неизменной длины, «закрепленной» как в точке либрации L1, так и в L2.

Целью работы является определение особенностей движения и нахождение положений равновесия тросовой системы, «закрепленной» в одной из коллинеарных точек либрации L1 или L2 системы Марс — Фобос.

Фобос движется вокруг Марса по эллиптической траектории с малым эксцентриситетом, равным 0.015, поэтому в работе на этой стадии исследований изучается ограниченная круговая задача трех тел: Марс-Фобос-малый аппарат. Этот аппарат находится на конце троса, развернутого с орбитального космического аппарата, который за счет своих двигателей малой тяги удерживается («закрепляется») в неустойчивой коллинеарной точке либрации L1 или L2. В работе рассматривается механическая система, состоящая из троса, «закрепленного» в точке либрации L1 или L2, и малого аппарата, прикрепленного на конце троса. 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. Получены устойчивые положения равновесия исходных уравнений движения и найдены первые интегралы этих уравнений, с помощью которых построены фазовые траектории. На основе разложений периодических функций в уравнениях движения тросовой системы в степенные ряды в окрестности положений устойчивого равновесия для малых углов отклонения троса от местной вертикали получены приближенные аналитические решения в эллиптических функциях Якоби. Аналитические преобразования производятся 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, когда трос направлен в сторону Фобоса. Выявлено, что период колебаний уменьшается при увеличении длины троса для точки L1, в случае точки L2 при длине троса меньше 200 м период уменьшается, а при длине троса больше 200 м возрастает. Сравнение полученных приближенных аналитических решений с результатами численного интегрирования исходных уравнений движения показывает их близкое сходство, при этом амплитуда колебаний остается неизменной, в отличие от периода колебаний.

Результаты проведенного исследования подтверждают возможность осуществления миссии, подобной PHLOTE, и дают некоторое ее теоретическое обоснование. Предлагаемое решение может быть полезно и для других систем планета-спутник.

*Исследование поддержано грантом Российского научного фонда
(проект № 19-19-00085).*

Литература

- [1] Deutsch A.N., Head J.W., Ramsley K.R., Pieters C. M., Potter R.W.K., Palumbo A.M., Bramble M.S., Casanelli J.P., Jawin E.R., Jozwiak L.M., Kaplan H.H., Lynch C.F., Pascuzzo A.C., Qiao L., Weiss D.K. Science exploration architecture for Phobos and Deimos: The role of Phobos and Deimos in the future exploration of Mars // *Advances in Space Research*. 2018. Vol. 62. Pp. 2174–2186. DOI: 10.1016/j.asr.2017.12.017
- [2] Murchie S.L., Britt D.T., Pieters C.M. The value of Phobos sample return // *Planetary and Space Science*. 2014. Vol. 102. Pp. 176–182. DOI: 10.1016/j.pss.2014.04.014
- [3] Usui T., Bajo K., Fujiya W., Furukawa Y., Koike M., Miura Y.N., Sugahara H., Tachibana S., Takano Y., Kuramoto K. The Importance of Phobos Sample Return for Understanding the Mars-Moon System // *Space Science Reviews*. 2020. Vol. 216 (4). 18 p. DOI: 10.1007/s11214-020-00668-9

- [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. URL: <https://ntrs.nasa.gov/citations/20190000916> (дата обращения 01.11.2021).
- [5] Aslanov V.S. Prospects of a tether system deployed at the L1 libration point // *Nonlinear Dynamics*. 2021. Vol. 106. DOI: 10.1007/s11071-021-06884-4
- [6] Маркеев А.П. Точки либрации в небесной механике и космодинамике. М.: Наука, 1978. 312 с.

A Tether System at the L1, L2 Collinear Libration Points of the Mars — Phobos System

Neryadovskaya Daria Vladimirovna

neryadovskayadv@yandex.ru

Samara University

Aslanov Vladimir Stepanovich

aslanov_vs@mail.ru

Samara University

The paper considers the use of one of the L1 or L2 collinear libration points to deploy a tether system in the direction of Phobos in a plane circular restricted three-body problem in the Mars — Phobos system. The equation of motion in the polar coordinate system for a constant length tether is obtained. The approximate solution for small angles of deviation of the tether from the local vertical is compared with the numerical one, the equilibrium positions are found and the dependence of the oscillation period on the tether length is determined. It is shown that the system “fixed” at both L1 and L2 has potential wells, in cases where the tether is directed toward Phobos. It was found that the dependence of the oscillation period on the length of the tether for L1 and L2 points are fundamentally different. For both L1 and L2, a comparison of the approximate and numerical solutions showed that the vibration amplitude remains constant, unlike the frequency.

Keywords: space tether system, libration points, state of equilibrium, phase plane, analytic solution, elliptic function

*This work was supported by the Russian Science Foundation
(Project no. 19-19-00085).*

References

- [1] Deutsch A.N., Head J.W., Ramsley K.R., Pieters C. M., Potter R.W.K., Palumbo A.M., Bramble M.S., Casanelli J.P., Jawin E.R., Jozwiak L.M., Kaplan H.H., Lynch C.F., Pascuzzo A.C., Qiao L., Weiss D.K. Science exploration architecture for Phobos and Deimos: The role of Phobos and Deimos in the future exploration of Mars. *Advances in Space Research*, 2018, vol. 62, pp. 2174–2186. DOI: 10.1016/j.asr.2017.12.017
- [2] Murchie S.L., Britt D.T., Pieters C.M. The value of Phobos sample return. *Planetary and Space Science*, 2014, vol. 102, pp. 176–182. DOI: 10.1016/j.pss.2014.04.014
- [3] Usui T., Bajo K., Fujiya W., Furukawa Y., Koike M., Miura Y.N., Sugahara H., Tachibana S., Takano Y., Kuramoto K. The Importance of Phobos Sample Return for Understanding the Mars-Moon System. *Space Science Reviews*, 2020, vol. 216 (4), 18 p. DOI: 10.1007/s11214-020-00668-9
- [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 01, 2021).
- [5] Aslanov V.S. Prospects of a tether system deployed at the L1 libration point. *Nonlinear Dynamics*, 2021, vol. 106. DOI: 10.1007/s11071-021-06884-4
- [6] Маркеев А.П. Точки либрации в небесной механике и космодинамике [Libration points in celestial mechanics and cosmodynamics]. Moscow, Nauka Publ., 1978, 312 p. (in Russ.).

УДК 531.36

Об относительных равновесиях точки на шероховатой поверхности сферической полости равномерно вращающегося гравитирующего шара

Никонов Василий Иванович

nikon_v@list.ru

Федеральный исследовательский центр «Информатика и управление» РАН;
Национальный исследовательский университет «Высшая школа экономики»

Буров Александр Анатольевич

jtm@yandex.ru

Федеральный исследовательский центр «Информатика и управление» РАН;
Национальный исследовательский университет «Высшая школа экономики»

Шалимова Екатерина Сергеевна

ekateryna-shalimova@yandex.ru

Научно-исследовательский институт механики МГУ имени М.В. Ломоносова

Рассмотрена задача об относительных равновесиях точки в окрестности равномерно вращающегося гравитирующего однородного шара со сферической полостью. Исследованы существование и ветвление множеств относительных равновесий (точек либрации), расположенных внутри полости, как при наличии сухого трения, так и в его отсутствие. В предлагаемой работе обсуждается гипотетический случай, когда внутри небесного тела имеется достаточно большая полость и движение материальной точки происходит внутри этой полости.

Ключевые слова: небесные тела с полостями, точки либрации, относительные равновесия, движение в нецентральной гравитационном поле, обобщенная гравитирующая гантель, сухое трение

В небесной механике обычно рассматривается движение гравитирующих тел, расположенных друг по отношению друг к другу внешним образом. Гораздо менее распространено изучение так называемой задачи Роба [1], в рамках которой предполагается, что тело или материальная точка движется внутри гравитирующей среды. Такая постановка задачи оказывается применимой при изучении динамики звезд в галактической среде [2].

Пусть \mathcal{A} — твердое тело, получающееся из однородного шара \mathcal{B} с центром B радиуса r_B изъятием содержимого сферической полости \mathcal{C} с центром C радиуса r_C : $\mathcal{A} = \mathcal{B} \setminus \mathcal{C}$. Предполагается, что тело \mathcal{A} совершает вращение с постоянной угловой скоростью $\omega > 0$ вокруг оси, перпендикулярной оси BC и проходящей через точку O — центр масс тела. Пусть материальная точка P движется по внутренней $\partial\mathcal{A}_i$ или внешней $\partial\mathcal{A}_e$ поверхности тела \mathcal{A} под действием притяжения со стороны тела и, быть может, силы сухого трения. В дальнейшем считается, что частичка пренебрежимо мала по сравнению с телом и не оказывает влияния на его движение. Предполагается, что полость \mathcal{C} не выходит за пределы внешней поверхности тела.

Предполагается, что точка P движется внутри полости \mathcal{C} или по поверхности $\partial\mathcal{A}_i$ этой полости. Движение осуществляется под действием силы притяжения с его стороны, центробежной и кориолисовой сил, а также нормальной и касательной составляющих реакции в случае соприкосновения точки P с поверхностью $\partial\mathcal{A}_i$. При наличии такого соприкосновения под касательной составляющей реакции понимается сила сухого трения.

Для исследования задачи о движении точки P введена равномерно вращающаяся вместе с телом система отсчёта $Ox_1x_2x_3$, ось Ox_1 которой направлена вдоль оси симметрии тела, ось Ox_3 направлена вдоль оси вращения, а ось Ox_2 дополняет их до правой тройки.

Замечание. Главные центральные моменты инерции тела \mathcal{A}

$$I_1^{\mathcal{A}}(O) = \frac{8}{15}\rho\pi(r_B^5 - r_C^5), \quad I_2^{\mathcal{A}}(O) = I_3^{\mathcal{A}}(O) = \frac{8}{15}\rho\pi(r_B^5 - r_C^5) - \frac{4}{3}\rho\pi(r_B^3 - r_C^3) \cdot b \cdot c,$$

$$b = |\vec{OB}|, \quad c = |\vec{OC}|,$$

удовлетворяют неравенству

$$I_1^{\mathcal{A}}(O) \geq I_2^{\mathcal{A}}(O) = I_3^{\mathcal{A}}(O),$$

т. е. предполагается, что динамически симметричное тело вращается вокруг оси инерции, отвечающей наименьшему моменту инерции.

Как известно (см., например, [3], задача О-130), напряженность поля притяжения со стороны тела \mathcal{A} внутри полости имеет вид

$$\mathbf{g}_A = -\frac{4}{3}\pi G\rho \vec{CB},$$

где G — постоянная тяготения, ρ — плотность тела \mathcal{A} . Иными словами, внутри полости поле сил притяжения постоянно и однородно.

В случае отсутствия трения с помощью метода Рауса [4–6] обнаружены четыре класса точек либрации.

- I. $\lambda = \lambda_W, \quad x_1 = c - r_C, \quad x_2 = 0, \quad x_3 = 0.$
- II. $\lambda = \lambda_E, \quad x_1 = c + r_C, \quad x_2 = 0, \quad x_3 = 0.$
- III. $\lambda = \lambda_C, \quad (x_1, x_2): (x_1 - c)^2 + x_2^2 = r_C^2, \quad x_3 = 0.$
- IV. $\lambda = 0, \quad x_1 = x_{1*}, \quad x_2 = 0, \quad -x_{3*} \leq x_3 \leq x_{3*}.$

Точкам либрации I и II отвечают ближняя и дальняя точки диаметра полости, расположенного на оси симметрии тела. Каждая из этих точек либрации имеет физический смысл в некотором диапазоне угловых скоростей, при которых нормальная реакция, задаваемая величиной λ , положительна. Неизолированные точки либрации III, существующие при единственном значении угловой скорости, заполняют окружность, расположенную в сечении полости координатной плоскостью Ox_1x_2 . Точки либрации III физичны: на них реакция связи положительна. Точки либрации IV находятся внутри полости, на них реакция связи обращается в нуль. Эти точки, существующие в определенном диапазоне угловых скоростей, также неизолированы: при каждом значении угловой скорости они заполняют некоторую хорду, параллельную оси вращения и пересекающую ось симметрии тела. Установлены диапазоны угловых скоростей, в которых устойчивы по Ляпунову точки либрации из множеств I и II. Показано, что точки либрации из множеств III и IV всегда неустойчивы. Изучено ветвление упомянутых множеств точек либрации, построены бифуркационные диаграммы, с помощью которых исследованы области возможного движения. Указаны

значения параметров, когда область возможного движения пуста, когда она диффеоморфна диску или полноторию, а также когда она совпадает со всей полостью.

Также рассмотрен случай, когда поверхность полости шероховатая, с коэффициентом трения $\mu = \operatorname{tg}\alpha$, где α — угол трения.

Если $\Omega = \omega \cdot \sqrt{\frac{3}{4\pi G\rho}} \geq 0$, $d = |\vec{CB}|$, то можно ввести обозначения

$$\Omega_0 = \sqrt{\frac{d}{c}}, \quad \Omega_{\pm} = \sqrt{\frac{d}{c \pm r_c}}, \quad \Omega_{\pm s} = \sqrt{\frac{d}{c \pm r_c \sin\alpha}}, \quad \Omega_{\pm c} = \sqrt{\frac{d}{c \pm r_c \cos\alpha}}.$$

Пусть $c > r_c$. Для случая $\alpha \in [0; \pi/4)$ имеет место неравенство

$$0 \leq \Omega_+ \leq \Omega_{+c} < \Omega_{+s} \leq \Omega_0 \leq \Omega_{-s} < \Omega_{-c} \leq \Omega_- \quad (1)$$

При $\alpha = \pi/4$ имеем $\Omega_{\pm c} = \Omega_{\pm s}$.

Для случая $\alpha \in (\pi/4; \pi/2]$ имеет место неравенство

$$0 \leq \Omega_+ \leq \Omega_{+s} < \Omega_{+c} \leq \Omega_0 \leq \Omega_{-c} < \Omega_{-s} \leq \Omega_- \quad (2)$$

Для значений угловой скорости, принадлежащих различным промежуткам, определяемым неравенствами (1) и (2), установлены области, заполненные неизолированными точками либраций. Установлено, что эти области могут быть топологически эквивалентны совокупности дисков и колец.

Замечание. В случае, когда тело \mathcal{A} равномерно вращается около оси симметрии, исследование задачи о движении материальной точки по его поверхности выполнено в [7].

*Исследование выполнено при частичной поддержке
Российского научного фонда (проект № 22-21-00297).*

Литература

- [1] Robe H.A.G. A new kind of 3-body problem // Celestial Mechanics and Dynamical Astronomy. 1977. Vol. 16, no. 3. Pp. 343–351.
- [2] Гасанов С.А., Лукьянов Л.Г. О точках либрации в задаче о движении звезды внутри эллиптической галактики // Астрономический журнал. 2002. Т. 79, № 10. С. 944–951.
- [3] Генденштейн Л.Э., Кирик Л.А., Гельфгат И.М. Решение ключевых задач по физике для основной школы. 7–9 классы. М.: Илекса, 2016. 208 с.
- [4] Routh E.J. Treatise on the stability of a given state of motion. Cambridge: Cambridge University press, 1877. 108 p.
- [5] Routh E.J. The advanced part of a treatise on the dynamics of a system of rigid bodies. London: McMillan. 1884. 343 p.
- [6] Карапетян А.В. Устойчивость стационарных движений. М.: Эдиториал УРСС, 1998. 168 с.
- [7] Буров А.А., Никонов В.И., Шалимова Е.С. Движение массивной точки по поверхности однородного шара со сферической полостью // Прикладная математика и механика. 2021. Т. 85, № 4. С. 528–543.

On the Relative Equilibria of a Point on the Rough Surface of a Spherical Cavity of a Uniformly Rotating Gravitating Ball

Nikonov Vasily Ivanovich

nikon_v@list.ru

*Federal Research Center "Informatics and Management" of the Russian Academy of Sciences;
National Research University Higher School of Economics*

Burov Alexander Anatol'evich

jtm@yandex.ru

*Federal Research Center "Informatics and Management" of the Russian Academy of Sciences;
National Research University Higher School of Economics*

Shalimova Ekaterina Sergeevna

ekateryna-shalimova@yandex.ru

Research Institute of Mechanics. Lomonosov Moscow State University

The problem of relative equilibria of a point in the vicinity of a uniformly rotating gravitating homogeneous ball with a spherical cavity is considered. The existence and branching of a set of relative equilibria (libration points) located inside the cavity, both in the presence of dry friction and in its absence, are investigated. The proposed paper discusses a hypothetical case when there is a sufficiently large cavity inside a celestial body, and the motion of a material point occurs inside this cavity.

Keywords: *celestial bodies with cavities, libration points, relative equilibria, motion in a non-central gravitational field, generalized gravitating dumbbell, dry friction*

*The research is partially supported by Russian Science Foundation
(project no. 22-21-00297).*

References

- [1] Robe H.A.G. A new kind of 3-body problem. *Celestial Mechanics and Dynamical Astronomy*, 1977, vol. 16, no. 3, pp. 343–351.
- [2] Gasanov S.A., Luk'yanov L.G. O tochkakh libratsii v zadache o dvizhenii zvezdy vnutri ellipticheskoi galaktiki [On libration points in the problem of the motion of a star inside an elliptical galaxy]. *Astronomicheskii zhurnal [Astronomical journal]*, 2002, vol. 79, no. 10, pp. 944–951. (In Russ.).
- [3] Gendenshtein L.E., Kirik L.A., Gel'fgat I.M. Reshenie klyuchevykh zadach po fizike dlya osnovnoi shkoly. 7–9 klassy [Solving key problems in physics for primary school. Grades 7–9]. Moscow, Ilekha Publ., 2016, 208 p. (In Russ.).
- [4] Routh E.J. *Treatise on the stability of a given state of motion*. Cambridge, Cambridge University press, 1877, 108 p.
- [5] Routh E.J. *The advanced part of a treatise on the dynamics of a system of rigid bodies*. London, McMillan, 1884, 343 p.
- [6] Karapetyan A.V. Ustoichivost' statsionarnykh dvizhenii [Stability of stationary movements]. Moscow, Editorial URSS Publ., 1998, 168 p. (In Russ.).
- [7] Burov A.A., Nikonov V.I., Shalimova E.S. Dvizhenie massivnoi tochki po poverkhnosti odnorodnogo shara so sfericheskoi polost'yu [Motion of a massive point on the surface of a homogeneous ball with a spherical cavity]. *Prikladnaya matematika i mekhanika [Applied Mathematics and Mechanics]*, 2021, vol. 85, no. 4, pp. 528–543. (In Russ.).

УДК 531.36

О производящей функции тензора Эйлера — Пуансо твердого тела

Никонова Екатерина Александровна
ФИЦ ИУ РАН, НИУ ВШЭ

nikonova.ekaterina.a@gmail.com

Буров Александр Анатольевич
ФИЦ ИУ РАН, НИУ ВШЭ

jtm@yandex.ru

Рассмотрена возможность применения производящих функций, аналогичных производящим функциям математической статистики, для вычисления компонент тензоров Эйлера — Пуассона произвольного порядка. Исследованы свойства этих функций: изменение функций при сдвиге начала координат и повороте координатных осей. Приведено явное выражение производящей функции компонент тензора Эйлера — Пуансо в случае произвольного однородного тела, поверхность которого представляется многогранником с треугольными гранями, образующими триангуляционную сетку. Такая сетка задает совокупность ориентированных тетраэдров с общей вершиной в некоторой точке. Компоненты тензора Эйлера — Пуансо вплоть до четвертого порядка вычисляются для некоторых астероидов, к которым возможно проектирование миссий.

Ключевые слова: тензор Эйлера — Пуансо, момент инерции произвольного порядка, статистические моменты, производящая функция

Разработка миссий к малым небесным телам требует достаточно точных знаний об их полях притяжения, представленных, в частности, как разложение потенциала в ряд Лапласа. Известно, что коэффициенты рядов Лапласа выражаются через компоненты тензоров Эйлера — Пуансо, вычисление которых представляет несомненный интерес. В докладе рассмотрена возможность применения производящих функций, аналогичных производящим функциям математической статистики, для вычисления компонент тензоров Эйлера — Пуассона произвольного порядка. Исследованы свойства этих функций: изменение функций при сдвиге начала координат и повороте координатных осей. Приведено явное выражение производящей функции компонент тензора Эйлера — Пуансо в случае произвольного однородного тела, поверхность которого представляется многогранником с треугольными гранями, образующими триангуляционную сетку. Такая сетка задает совокупность ориентированных тетраэдров с общей вершиной в некоторой точке, например, в центре масс, и основаниями в гранях сетки. Компоненты тензора Эйлера — Пуансо вплоть до четвертого порядка вычисляются для некоторых астероидов, к которым возможно проектирование миссий [1–4]: (99942) Алофис, (101955) Бенну, (45) Евгения, (321) Флорентина, (532) Геркулина и (16) Психея.

Из математической статистики хорошо известно (см., например, [5]) понятие производящей функции, позволяющей вычислять статистические моменты любого порядка с помощью дифференцирования. Пусть \mathcal{G} — твердое тело, $Ox_1x_2x_3$ — прямоугольная правая система координат, $\mathbf{x} = (x_1, x_2, x_3)^T$ — координаты радиус-вектора \vec{OP} точки $P \in \mathcal{G}$, $\rho(\mathbf{x})$ — плотность тела в точке P . Напомним, что тензор Эйлера — Пуансо k -го порядка задается своими компонентами

$$I_{k_1 k_2 k_3} = \iiint_{\mathcal{G}} x_1^{k_1} x_2^{k_2} x_3^{k_3} \rho(\mathbf{x}) dx_1 dx_2 dx_3, \quad k_1 + k_2 + k_3 = k.$$

Введем функцию

$$F(\mathbf{t}) = \iiint_{\mathcal{G}} e^{(\mathbf{t}, \mathbf{x})} \rho(\mathbf{x}) dx_1 dx_2 dx_3, \quad \mathbf{t} = (t_1, t_2, t_3)^T, \quad \mathbf{x} = (x_1, x_2, x_3)^T.$$

Утверждение. Справедлива формула

$$I_{k_1 k_2 k_3} = \frac{\partial^k F(0, 0, 0)}{\partial t_1^{k_1} \partial t_2^{k_2} \partial t_3^{k_3}}.$$

В справедливости утверждения можно убедиться непосредственно, опираясь на теорему о дифференцировании по параметру под знаком интеграла, условия которой предполагаются выполненными.

Будем называть функцию $F(\mathbf{t})$ *производящей функцией тензора Эйлера* — Пуансо [6].

Простейшие свойства производящей функции

Свойство 1. Пусть $O'x'_1x'_2x'_3$ — прямоугольная правая система координат, оси которой параллельны соответствующим осям системы координат $Ox_1x_2x_3$, а $\vec{OO'} = \mathbf{f} = (f_1, f_2, f_3)^T$. Тогда для таким образом введённых осей производящая функция $F'(\mathbf{t}; \mathbf{f})$ такова, что

$$F'(\mathbf{t}; \mathbf{f}) = \iiint_{\mathcal{G}} e^{(\mathbf{t}, \mathbf{x}')} \rho(\mathbf{x}') dx'_1 dx'_2 dx'_3 = e^{-(\mathbf{t}; \mathbf{f})} F(\mathbf{t}).$$

Это свойство доказывается непосредственным вычислением, опирающимся на подстановку $\mathbf{x}' = \mathbf{x} - \mathbf{f}$. Оно аналогично хорошо известной из механики теореме Гюйгенса — Штейнера (см., например, [7]), согласно которой момент инерции твёрдого тела относительно любой оси равен моменту инерции относительно оси, проходящей через центр масс тела и параллельной данной оси, сложенному с произведением массы тела на квадрат расстояния между осями.

Свойство 2. Пусть $Ox''_1x''_2x''_3$ — прямоугольная правая система координат, полученная поворотом из системы координат $Ox_1x_2x_3$ так, что координаты радиус вектора одной и той же точки в этих двух системах связаны соотношением $\mathbf{x}'' = \mathbf{S}\mathbf{x}$, где \mathbf{S} — ортогональная матрица поворота. Тогда производящая функция $F''(\mathbf{t}; \mathbf{S})$ в системе координат $Ox_1x_2x_3$ имеет вид

$$\begin{aligned} F''(\mathbf{t}; \mathbf{S}) &= \iiint_{\mathcal{G}^B} e^{(\mathbf{t}, \mathbf{x}'')} \rho(\mathbf{x}'') dx''_1 dx''_2 dx''_3 = \iiint_{\mathcal{G}} e^{(\mathbf{t}, \mathbf{S}\mathbf{x})} \rho(\mathbf{x}) \det(\mathbf{S}) dx_1 dx_2 dx_3 = \\ &= \iiint_{\mathcal{G}} e^{(\mathbf{S}^T \mathbf{t}, \mathbf{x})} \rho(\mathbf{x}) dx_1 dx_2 dx_3 = F(\mathbf{S}^T \mathbf{t}). \end{aligned}$$

Замечание 1. Непосредственное преобразование компонент тензора Эйлера — Пуансо при таких заменах систем координат задается несложными, но весьма громоздкими выражениями.

Компоненты тензоров Эйлера — Пуансо для малых небесных тел

Выполняются вычисления компонентов тензора Эйлера — Пуансо вплоть до четвёртого порядка для ряда малых небесных тел. Предполагая, что такие тела однородны, вычисляются отношения этих коэффициентов к массе $m = \rho V$ соответствующего тела, являющейся коэффициентом тензора Эйлера — Пуансо нулевого порядка: $m = \mathbf{I}_0$. Вычисления осуществляются в осях $Ox_1x_2x_3$, введенных в базе данных [8] для задания параметров триангуляционной сетки.

Тензор Эйлера — Пуансо первого порядка \mathbf{I}_1 определяет положение центра масс, точнее, в рамках сделанных предположений об однородности — его барицентра Z :

$$\vec{OZ} = \frac{\mathbf{I}_1}{m}.$$

Тензор Эйлера-Пуансо второго порядка \mathbf{I}_2 позволяет вычислить тензор инерции \mathbf{J} в осях $Ox_1x_2x_3$, опираясь на формулу $\mathbf{J} = \text{Trace}(\mathbf{I}_2)\mathbf{E} - \mathbf{I}_2$, где \mathbf{E} — единичная 3×3 -матрица, а также найти главные оси инерции и главные моменты инерции.

Замечание 2. Точка O , начало используемой системы отсчета, вообще говоря не совпадает с барицентром Z изучаемых тел. Кроме того, оси этой системы отсчёта не являются главными осями тензора инерции. Не составляет труда перейти в систему отсчета, связанную с главными центральными осями инерции. Однако, как показывают выполненные вычисления, отклонение этих двух систем отсчета друг от друга весьма невелико. Кроме того, при необходимости можно воспользоваться правилами преобразования производящих функций.

Литература

- [1] Lauretta D.S., Bartels A.E., Barucci M.A. et al. The OSIRIS-REx target asteroid (101955) Bennu: Constraints on its physical, geological, and dynamical nature from astronomical observations // *Meteorit Planet Sci.* 2015. Vol. 50. Pp. 834–849.
- [2] Scheeres D.J., Hesar S.G., Tardivel S. et al. The geophysical environment of Bennu // *Icarus.* 2016. Vol. 276. Pp. 116–140. DOI: 10.1016/j.icarus.2016.04.013
- [3] Lord P., Tilley S., Oh D.Y. et al. Psyche: Journey to a metal world // 2017 IEEE Aerospace Conference. 2017. Pp. 1–11. DOI: 10.1109/AERO.2017.7943771
- [4] Юдицкая А.С., Ткачев С.С., Сравнительный анализ методов моделирования гравитационного потенциала тел сложной формы // *Матем. моделирование.* 2021. Т. 33, № 5. С. 78–90. DOI: 10.20948/mm-2021-05-06
- [5] Уилкс С. Математическая статистика. М.: Наука. Гл. ред. физ.-мат. лит., 1967. 632 с.
- [6] Буров А. А., Никонова Е. А. Производящая функция компонент тензора Эйлера-Пуансо // *Доклады Российской академии наук. Сер. Физика, технические науки.* 2021. Т. 498. С. 53–56.
- [7] Четаев Н.Г. Теоретическая механика. М.: Наука. Гл. ред. физ.-мат. лит., 1987. 368 с.
- [8] 3D Asteroid Catalogue. Available at: <https://3d-asteroids.space/> (accessed May 9, 2021).

On the Generating Function of the Euler — Poincot Tensor of a Rigid Body

Nikonova Ekaterina Alexandrovna
FRC CSC RAS, HSE University

nikonova.ekaterina.a@gmail.com

Burov Alexander Anatol'evich
FRC CSC RAS, HSE University

jtm@yandex.ru

The possibility of using generating functions similar to the generating functions of mathematical statistics to calculate the components of Euler—Poisson tensors of arbitrary order is considered. The properties of these functions are investigated: the change of functions with the shift of the origin and rotation of the coordinate axes. An explicit expression of the generating function of the components of the Euler — Poincot tensor is given in the case of an arbitrary homogeneous body whose surface is represented by a polyhedron with triangular faces forming a triangulation grid. Such a grid defines a set of oriented tetrahedra with a common vertex at some point. The components of the Euler — Poincot tensor up to the fourth order are calculated for some asteroids to which mission design is possible.

Keywords: Euler — Poincot tensor, moment of inertia of arbitrary order, statistical moments, generating function

References

- [1] Lauretta D.S., Bartels A.E., Barucci M.A. et. al. The OSIRIS-REx target asteroid (101955) Bennu: Constraints on its physical, geological, and dynamical nature from astronomical observations. *Meteorit Planet Sci*, 2015, vol. 50, pp. 834–849.
- [2] Scheeres D.J., Hesar S.G., Tardivel S. et. al. The geophysical environment of Bennu. *Icarus*, 2016, vol. 276, pp. 116–140. DOI: 10.1016/j.icarus.2016.04.013
- [3] Lord P., Tilley S., Oh D.Y. et al. Psyche: Journey to a metal world. 2017 IEEE Aerospace Conference, 2017, pp. 1–11. DOI: 10.1109/AERO.2017.7943771
- [4] Yuditskaya A.S., Tkachev S.S., Sravnitel'nyi analiz metodov modelirovaniya gravitatsionnogo potentsiala tel slozhnoi formy [Comparative analysis of methods for modeling the gravitational potential of complex shape bodies]. *Matem. modelirovanie [Matem. Mod.]*, 2021, vol. 33, no. 5, pp. 78–90. DOI: 10.20948/mm-2021-05-06 (In Russ.).
- [5] Wilks S.S. Uilks S. *Matematicheskaya statistika [Mathematical Statistics]*. Moscow, Nauka. GL red. fiz.-mat. lit. Publ., 1967, 632 p. (In Russ.).
- [6] Burov A. A., Nikonova E. A. Proizvodyashchaya funktsiya komponent tenzora Eilera-Puanso [The generating function of the components of the Euler-Poincot tensor]. *Doklady Rossiiskoi akademii nauk. Ser. Fizika, tekhnicheskie nauki [Reports of the Russian Academy of Sciences. Ser. Physics, technical sciences]*, 2021, vol. 498, pp. 53–56. (In Russ.).
- [7] Chetaev N.G. *Teoreticheskaya mekhanika [Theoretical Mechanics]*. Moscow, Nauka. GL red. fiz.-mat. lit. Publ., 1987, 368 p. (In Russ.).
- [8] 3D Asteroid Catalogue. Available at: <https://3d-asteroids.space/> (accessed May 9, 2021).

УДК 629.78

Применение алгоритма метода роя для обеспечения трехосной магнитной ориентации космического аппарата

Охитина Анна Сергеевна

anna.ohitina@mail.ru

Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН

Ролдугин Дмитрий Сергеевич

rolduginds@gmail.com

Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН

Ткачев Степан Сергеевич

stevens_l@mail.ru

Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН

Рассмотрена задача обеспечения трехосной ориентации космического аппарата с помощью магнитных катушек. Однако в этом случае реализовать управляющий момент вдоль вектора геомагнитной индукции невозможно. Для решения этой проблемы в работе предложено с помощью биоинспирированного алгоритма оптимизации (метода роя) построить управляемую магнитной системой угловую траекторию, а также найти оптимальное управление, обеспечивающее асимптотическую устойчивость.

Ключевые слова: магнитные катушки, метод роя частиц, ориентация, стабилизация

Использование малых космических аппаратов (КА) как в групповых полетах, так и в одиночных, в настоящее время позволяет решать широкий круг задач, при этом стоимость малых аппаратов значительно ниже, а конструкция проще, чем у больших. На малых КА часто используется магнитная система управления ориентацией, поскольку она имеет низкое энергопотребление, мала и проста в изготовлении. Однако с помощью магнитных катушек невозможно реализовать компоненту необходимого управляющего момента, направленную вдоль вектора \mathbf{B} геомагнитной индукции. Но так как направление вектора \mathbf{B} меняется при движении спутника по орбите, то со временем становятся доступны все направления, таким образом, в целом система является управляемой [1].

В настоящей работе для обеспечения трехосной ориентации КА с помощью магнитной системы предлагается специальная процедура построения управляемой угловой траектории. Так как в орбитальной системе отсчета достаточно низкая точность ориентации, что связано с ограниченностью управляющего момента, то вместо точной орбитальной ориентации спутник может быть стабилизирован на траектории, определяемой относительно небольшими углами отклонения. Можно подобрать такую траекторию, на которой проекция управляющего момента на вектор геомагнитной индукции будет минимальна. Соответствующий этому требованию функционал имеет достаточно сложную структуру, что затрудняет использование классических градиентных методов оптимизации, поэтому предлагается использовать неградиентный биологически инспирированный метод оптимизации — метод роя частиц [2] — с помощью которого можно найти оптимальные значения параметров требуемой траектории, так как при таком подходе вид функционала может быть произвольным. Далее, для того чтобы обеспечить асимптотическую устойчивость, строится программное управление на основе функции Ляпунова [3]. Оптимальные коэффициенты управления подбираются также с помощью метода роя частиц, адаптированного для этой конкретной задачи. На этапе построения траектории и управления учитывается

влияние гравитационного и аэродинамического моментов. Полученные таким способом траектория и управление могут быть реализованы при помощи только магнитной системы управления ориентацией. Для доказательства асимптотической устойчивости используется теория Флоке [4].

Результаты численного моделирования движения КА, проведенные с учетом неточности знания начальных данных КА, модели атмосферы и различных случайных внешних возмущений, свидетельствуют об эффективности построенного управляющего момента для найденной траектории даже при наличии внешних возмущений. Полученная точность ориентации составляет около $2\text{--}3^\circ$, что в несколько раз лучше, чем точность орбитальной стабилизации. Таким образом, с помощью метода роя удастся построить управляемую траекторию, которую можно реализовать с помощью магнитной системы управления ориентацией с хорошей точностью.

Грант РФФ № 17-71-20117 П.

Литература

- [1] Bhat S.P. Controllability of nonlinear time-varying systems: applications to spacecraft attitude control using magnetic actuation // IEEE Trans. Autom. Contr. 2005. Vol. 50, no. 11. Pp. 1725–1735.
- [2] Kennedy J., Eberhart R. Particle swarm optimization // Proc. Int. Conf. Neural Networks. IEEE. 1995. Vol. 4. Pp. 1942–1948.
- [3] Ovchinnikov M.Y., Tkachev, S. S., Karpenko S.O. A study of angular motion of the Chibis-M microsatellite with three-axis flywheel control // Cosm. Res. 2012. Vol. 50, no. 6. Pp. 431–440.
- [4] Malkin I.G. Some problems in the theory of nonlinear oscillations. Moscow: State Publishing House of Technical and Theoretical Literature, 1959. 589 p.

Particle Swarm Optimization to Ensure the 3-axis Magnetic Orientation of the Satellite

Okhitina Anna Sergeevna

anna.okhitina@mail.ru

Keldysh Institute of Applied Mathematics of Russian Academy of Sciences

Roldugin Dmitry Sergeevich

rolduginds@gmail.com

Keldysh Institute of Applied Mathematics of Russian Academy of Sciences

Tkachev Stepan Sergeevich

stevens_l@mail.ru

Keldysh Institute of Applied Mathematics of Russian Academy of Sciences

The problem of ensuring the 3-axis satellite orientation using magnetic coils is considered. In this case, it is impossible to realize the control torque along the geomagnetic induction vector. To solve this problem, the paper proposes using a bioinspired optimization algorithm (particle swarm optimization method) to construct special magnetically actuated attitude trajectory and to find an optimal control gains that ensure asymptotic stability.

Keywords: magnetic coils, particle swarm optimization, orientation, stabilization

Russian Science Foundation project no 17-71-20117.

References

- [1] Bhat S.P. Controllability of nonlinear time-varying systems: applications to spacecraft attitude control using magnetic actuation. IEEE Trans. Autom. Contr., 2005, vol. 50, no. 11, pp. 1725–1735.
- [2] Kennedy J., Eberhart R. Particle swarm optimization. Proc. Int. Conf. Neural Networks. IEEE, 1995, vol. 4, pp. 1942–1948.
- [3] Ovchinnikov M.Y., Tkachev, S.S., Karpenko S.O. A study of angular motion of the Chibis-M microsatellite with three-axis flywheel control. Cosm. Res., 2012, vol. 50, no. 6, pp. 431–440.
- [4] Malkin I.G. Some problems in the theory of nonlinear oscillations. Moscow, State Publishing House of Technical and Theoretical Literature, 1959, 589 p.

УДК 531.396

О влиянии возмущения J_2 на движение спутника под воздействием силы Лоренца

Патель Ишан

st083917@student.spbu.ru

Санкт-Петербургский государственный университет

Тихонов Алексей Александрович

a.tikhonov@spbu.ru

Санкт-Петербургский государственный университет

Представлена задача определения параметров орбиты объекта космического мусора (ОКМ), возмущенного J_2 , движущегося под действием силы Лоренца, создаваемой магнитным полем спутника, предназначенного для удаления космического мусора. Рассмотрена возможность очистки околоземного космического пространства от металлических ОКМ с помощью космического аппарата с магнитной катушкой (также называемого коллектором). Предлагаемый метод активного удаления ОКМ относится к категории бесконтактных. Для захвата ОКМ с высокой околоземной орбиты и последующего увода его в заданную точку на низкой околоземной орбите, где он может быть безопасно удален в атмосферу Земли, его движение должно быть точно предсказано. Следовательно, необходимо учитывать влияние возмущающих сил, происходящих от таких факторов как сжатие Земли. В рассматриваемой модели учитывается возмущение, вызванное второй зональной гармоникой гравитационного потенциала J_2 .

Ключевые слова: удаление космического мусора, сила Лоренца, возмущение J_2 , относительное движение

Как правило, орбиту любого движущегося тела в космосе можно охарактеризовать шестью основными математическими элементами, которые однозначно определяют конкретную орбиту. В качестве альтернативы для описания орбиты можно использовать три дифференциальных уравнения второго порядка относительно векторов положения и скорости точки. Однако такой вариант допускает аналитические решения в замкнутой форме только для модели Земли в виде однородного шара. Учет возмущений обычно усложняет систему дифференциальных уравнений так, что получить точные аналитические решения становится невозможным.

С целью учета отличия гравитационного поля Земли от поля однородного шара, гравитационный потенциал Земли может быть построен на основе модели с использованием зональных сферических гармоник, из которых J_2 имеет наибольшее значение по причине ее сравнительно большой величины [1]. Соответствующая J_2 потенциальная функция ϕ_{J_2} имеет вид

$$\phi_{J_2}(r, z) = \mu \frac{J_2 R_e^2}{2 r^3} \left(1 - 3 \frac{z^2}{r^2} \right),$$

где $J_2 = 1,082629 \cdot 10^{-3}$; R_e — радиус Земли; r — радиальное расстояние; z — полярная компонента радиус-вектора спутника \mathbf{r} .

Ускорение из-за возмущения J_2 получается путем взятия градиента потенциальной функции ϕ_{J_2} . Тогда ускорение в инерциальной системе отсчета в декартовых координатах определяется как вектор

$$a_{J_2} = -\frac{3J_2\mu R_e^2}{2r^4} \left(\left(1 - 3 \frac{z^2}{r^2} \right) \frac{x}{r}, \left(1 - 3 \frac{z^2}{r^2} \right) \frac{y}{r}, \left(3 - 3 \frac{z^2}{r^2} \right) \frac{z}{r} \right)^T.$$

Уравнения относительного движения ОКМ под действием силы тяги, магнитного и гравитационного возмущений записываются в геоцентрической инерциальной системе отсчета. Уравнения выводятся с использованием декартовых координат. При этом

$$\ddot{\mathbf{r}} = -(\mathbf{a}_g + \mathbf{a}_{J_2}) + \mathbf{u} + \mathbf{a}_L.$$

Здесь вектор \mathbf{a}_g — ускорение, обусловленное гравитацией и полученное на основе потенциала однородного шара; вектор \mathbf{u} — ускорение, обусловленное силой тяги; вектор \mathbf{a}_L — ускорение, вызванное силой Лоренца, действующей на ОКМ, движущийся в магнитном поле коллектора [2].

Выражение для силы Лоренца, действующей на проводящий сферический объект в локальной системе LVLH $O(r, \alpha, h)$, записывается как

$$\mathbf{F}_L = -\frac{\sigma R_d^2}{10\rho_d} \left(\dot{r} \left(\frac{\partial \mathbf{B}_c}{\partial r} \right)^2, \dot{\alpha} \left(\frac{\partial \mathbf{B}_c}{\partial \alpha} \right)^2, \dot{h} \left(\frac{\partial \mathbf{B}_c}{\partial h} \right)^2 \right)^T,$$

где параметр σ — проводимость ОКМ; R_d — средний радиус проводящей поверхности ОКМ; ρ_d — плотность ОКМ; B_c — индукция магнитного поля коллектора.

Векторы, заданные в локальной системе координат LVLH, а именно ускорение из-за силы Лоренца и вектор силы тяги, могут быть преобразованы в геоцентрическую инерциальную систему отсчета.

Для анализа движения системы “коллектор + ОКМ” находится ее полная энергия, которая в данном случае эквивалентна Гамильтониану \mathcal{H} . Учитывая, что потенциал ϕ_{J_2} не нарушает консервативности гравитационного поля, Гамильтониан \mathcal{H} должен оставаться постоянным [3]. Векторы относительного смещения и скорости рассчитываются как разности между соответствующими векторами для ОКМ и коллектора. Анализ построенной нелинейной математической модели производится с использованием численного интегрирования дифференциальных уравнений движения коллектора и ОКМ с различными наборами начальных условий. Результирующие векторы могут быть преобразованы в переменные состояния относительного движения, обычно выражаемые в системе отсчета LVLH, центр которой связан с коллектором.

Новизна работы заключается в использовании нового бесконтактного электромагнитного способа захвата и удержания ОКМ с целью его последующего удаления из околоземного космического пространства. Применение электромагнита, питаемого от бортовых аккумуляторов коллектора, в сочетании с солнечной энергией для создания достаточно сильного магнитного поля, способного захватить и удерживать

металлические ОКМ в космосе, не обсуждалось в предыдущих работах, связанных с удалением космического мусора [4]. Результаты численного моделирования показывают эффективность предложенного способа удаления ОКМ. Учет возмущающего воздействия второй зональной гармоники геопотенциала не нарушает работоспособности предложенного способа. Представленный способ выгодно отличается от некоторых известных электродинамических способов тем, что обеспечивает контроль над траекторией удаляемого ОКМ.

Литература

- [1] Hofmeister A.M., Criss R.E., Criss E.M. Verified solutions for the gravitational attraction to an oblate spheroid: Implications for planet mass and satellite orbits // Planetary and Space Science. 2018. Vol. 152. Pp. 68–81.
- [2] Патель И.К., Тихонов А.А. Об использовании электромагнитной индукции для бесконтактного захвата объекта космического мусора // IX Поляховские чтения: мат. межд. науч. конф. по механике (Санкт-Петербург, 9–12 марта 2021). СПб.: Изд-во ВВМ, 2021. С. 156–158.
- [3] Spacecraft formation flying: dynamics, control, and navigation / edited by K.T. Alfriend. Oxford: Butterworth-Heinemann / Elsevier, 2010. 382 p.
- [4] Mark C.P., Kamath S. Review of Active Space Debris Removal Methods // Space Policy. 2019. Vol. 47. Pp. 194–206.

Effects of J2 Perturbation on the Motion of a Satellite under the Influence of Lorentz Force

Patel Ishan

st083917@student.spbu.ru

Saint Petersburg State University

Tikhonov Alexey Aleksandrovich

a.tikhonov@spbu.ru

Saint Petersburg State University

The problem of determining the orbital parameters of the J2 perturbed orbit of the space debris object moving under the influence of Lorentz force due to the magnetic field of a novel debris removal satellite is presented. The possibility to clean near-Earth space off of metallic space debris objects with the help of magnetically assisted spacecraft (also called collector) is considered. The proposed active debris removal method is classified as contactless. In order to capture a heavy satellite from high Earth orbit and subsequently, transferring it to a target point in low Earth orbit where it can be safely injected into the Earth's atmosphere its motion should be accurately predicted. In addition, it is necessary for the success of any mission to optimize the fuel consumption in the presence of gravitational perturbation. Therefore, the need to consider the influence of perturbing forces such as Earth's oblateness is necessary. In this model, the perturbation due to J2 zonal harmonics is taken into account.

Keywords: Space debris mitigation, Lorentz force, J2 perturbation, relative motion

References

- [1] Hofmeister A.M., Criss R.E., Criss E.M. Verified solutions for the gravitational attraction to an oblate spheroid: Implications for planet mass and satellite orbits. Planetary and Space Science, 2018, vol. 152, pp. 68–81.
- [2] Patel' I.K., Tikhonov A.A. Ob ispol'zovanii elektromagnitnoi induktsii dlya beskontaktnogo zakhvata ob'ekta kosmicheskogo musora [On the use of electromagnetic induction for contactless capture of a space debris object]. IX Polyakhovskie chteniya [IX Polyakhov readings]: mat. international

Scientific Conference on Mechanics (St. Petersburg, March 9–12, 2021). St. Petersburg, Izd-vo VVM Publ., 2021, pp. 156–158. (In Russ.).

- [3] Spacecraft formation flying: dynamics, control, and navigation. Edited by K. T. Alfriend, Oxford, Butterworth-Heinemann / Elsevier, 2010, 382 p.
- [4] Mark C.P., Kamath S. Review of Active Space Debris Removal Methods. Space Policy, 2019, vol. 47, pp. 194–206.

УДК 521.135:531.35

О движении аппарата с солнечным парусом в окрестности неустойчивой точки либрации

Родников Александр Владимирович

rodnikovav@mai.ru

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Рассмотрена возможность удерживания космического аппарата с солнечным парусом около точки либрации малой планеты. Доказывается, что такое удержание возможно для некоторого многообразия начальных условий, включающего саму точку либрации как точку границы. Сделан вывод, что если использовать описываемый алгоритм выбора ориентации паруса в каждый момент времени, то для траектории аппарата, начинающейся из этого многообразия, выполняются необходимые условия устойчивости.

Ключевые слова: солнечный парус, точка либрации, астероид, устойчивость

Как правило, понятие точек либрации ассоциируется с положениями относительного равновесия во вращающейся системе отсчета, связанной с притягивающими телами ограниченной круговой задачи трех тел. Однако, подобными положениями равновесия обладают также малые планеты солнечной системы [1], что, прежде всего, связано со сложностью их форм. В частности, если астероид имеет гантелевидную форму или является двойным, то есть его гравитационный потенциал может быть аппроксимирован суммой потенциалов двух материальных точек, точками либрации являются положения равновесия в системе отсчета, связанной с осями прецессии и собственного вращения астероида [2]. При этом такие положения равновесия могут быть неустойчивыми, даже если они являются аналогами Лагранжевых точек либрации классической задачи, особенно при сравнимых массах притягивающих центров [3].

При исследовании малой планеты может оказаться важным длительное время удерживать аппарат в какой-то окрестности точки либрации, причем, по возможности, без затрат топлива. В данной работе исследуется возможность такого удерживания с помощью солнечного паруса. Устанавливается, что при характерном размере астероида порядка 100 км и разумном отношении площади паруса к массе аппарата сила, создаваемая солнечной радиацией, на несколько порядков превосходит другие возмущения. Это дает возможность, используя стандартную модель солнечного паруса [4], записать уравнения движения в окрестности точки либрации как систему линейных неоднородных уравнений с постоянными коэффициентами с периодической по времени правой частью, зависящей от положения паруса. При этом рассматривается ситуация, когда нормаль к парусу во все время движения остается неизменной в орбитальной системе отсчета для центра масс астероида, или же почти

неизменной, если все же необходимо компенсировать другие возмущения. Оказыва-ется возможным так выбирать положение паруса, чтобы при заданных начальных условиях обеспечить ограниченность траектории аппарата в окрестности точки либрации, причем размерность многообразия допустимых начальных условий оказывается совпадающей с размерностью фазового пространства системы, а сама точка либрации лежащей на границе этого многообразия. Направляющие косинусы нормали к солнечному парусу при этом могут быть определены как функции двух фиксированных линейных комбинаций начальных условий. В случае, когда степень неустойчивости точки либрации равна двум, эти линейные комбинации выбираются так, чтобы в решении задачи Коши коэффициенты при экспонентах в положительных степенях были нулевыми, что и обеспечивает ограниченность траектории.

Предлагаемый выбор положения паруса не обеспечивает устойчивость точки либрации в классическом понимании, но если реализовывать этот выбор в каждый момент времени, то можно показать, что для любой ограниченной траектории выполняются необходимые условия устойчивости. По существу, уравнения движения в этом случае превращаются в систему линейных однородных дифференциальных уравнений, собственные числа которых не имеют положительных действительных частей, а упомянутые линейные комбинации начальных условий превращаются в линейные комбинации фазовых координат. Отметим также, что слегка изменяя коэффициенты этих линейных комбинаций, можно заставить аппарат как медленно приближаться к точке либрации, так и удаляться от нее.

Литература

- [1] Bellerose J., Scheeres D.J. Stability of equilibrium points in the restricted full three-body problem // Acta Astronautica. 2007. Vol. 60 (3). Pp. 141–152. DOI: 10.1016/j.actaastro.2006.07.009
- [2] Белецкий В.В. Обобщенная ограниченная круговая задача трех тел как модель динамики двойных астероидов // Космические исследования. 2007. Т. 45. № 5. С. 435–442.
- [3] Белецкий В.В., Родников А.В. Об устойчивости треугольных точек либрации в обобщенной ограниченной круговой задаче трех тел // Космические исследования. 2008. Т. 46. № 1. С. 42–50.
- [4] Поляхова Е.Н. Космический полет с солнечным парусом. М.: Либроком, 2011. 320 с.

On Motion of an Apparatus with a Solar Sail near an Unstable Libration Point

Rodnikov Alexander Vladimirovich

rodnikovav@mai.ru

Moscow Aviation Institute (National Research University)

We study the possibility of keeping a spacecraft with a solar sail near a libration point of a minor planet. We prove that such keeping is possible for a manifold of initial conditions that includes the libration point itself as a boundary point. We establish that if we use the described algorithm for choosing the sail orientation at each moment of time, then the necessary stability conditions are satisfied for any apparatus trajectory that starts from this manifold.

Keywords: solar sail, libration point, asteroid, stability

References

- [1] Bellerose J., Scheeres D.J. Stability of equilibrium points in the restricted full three-body problem. *Acta Astronautica*, 2007, vol. 60 (3), pp. 141–152. DOI: 10.1016/j.actaastro.2006.07.009
- [2] Beletsky V.V. Generalized restricted circular three-body problem as a model for dynamics of binary asteroids. *Cosmic Research*, 2007, vol. 45, no. 5, pp. 408–416.
- [3] Beletsky V.V., Rodnikov A.V. Stability of triangle libration points in generalized restricted circular three-body problem. *Cosmic Research*, 2008, vol. 46, no. 1, pp. 40–48.
- [4] Polyakhova E.N. *Kosmicheskiy polet s solnechnym parusom [Space flight with a solar sail]*. Moscow, Librokom Publ., 2011, 320 p. (In Russ.).

УДК 629.7.031.7

Баллистический анализ транспортировочной системы Земля — Марс — Земля на базе солнечных парусов

Рожков Мирослав Андреевич

rozhkov.ma@ssau.ru

Самарский университет

Старинова Ольга Леонардовна

solleo@mail.ru

Самарский университет

Предложено использование солнечных парусов для циклической транспортировки грузов и определены программы управления и траектории их движения. Рассмотрена комплексная модель солнечного паруса, учитывающая рассеивание электромагнитного излучения и изменение оптических характеристик паруса. На основе представленной математической модели построены оптимальные траектории движения аппарата, курсирующего по маршруту Земля — Марс — Земля. Оптимальное управление получено с помощью принципа максимума Понтрягина для фиксированной угловой дальности. Проведенное моделирование движения продемонстрировало, что солнечный парус способен продолжительно совершать циклическое и управляемое перемещение между двумя небесными объектами в космосе.

Ключевые слова: солнечный парус, замкнутые траектории, оптимальное управление, моделирование гелиоцентрического движения

Будущее развитие межпланетной инфраструктуры требует наличия высокоэффективных, экономичных и многоразовых транспортных средств. Солнечные паруса относятся к такому типу перспективных движителей, которые не требуют расхода рабочего тела. За счет давления электромагнитного излучения Солнца солнечный парус способен непрерывно придавать космическому аппарату небольшое ускорение [1]. Группировка грузовых кораблей с солнечными парусами сможет обеспечить последовательную доставку небольших грузов между двумя небесными объектами Солнечной системы. Возможность применения солнечного паруса для доставки грузов ранее были рассмотрены на примере миссий по доставке образцов грунта с поверхности Меркурия [2], а их экономическая целесообразность на примере миссий по добыче ценных ресурсов с околоземных астероидов [3]. Однако, отражающая поверхность самого паруса деградирует вследствие воздействия солнечной радиации, что снижает создаваемую тягу [4]. В данной работе проводится моделирование циклического движения солнечных парусов и определяется оптимальное по быстродей-

ствию управление, чтобы оценить их возможность непрерывно доставлять груз в условиях изменения оптических характеристик.

Моделирование движения осуществляется для случая плоского движения космического аппарата от орбиты Земли до орбиты Марса и обратно в гелиоцентрической системе координат. Аппарат не подлетает к планетам ближе радиуса сферы Хилла. Предполагается, что солнечный парус начинает свое движение в точке L_2 системы Солнце — Земля, подлетает к точке L_1 системы Солнце — Марс на скоростях необходимых для формирования гало-орбиты, оставляет груз в окрестностях точки либрации и возвращается обратно в исходную точку к Земле. Представленный цикл повторяется пока солнечный парус способен осуществлять управляемое движение. Перемещение груза между планетами и точками либрация осуществляется другими транспортными космическими аппаратами, обладающими более высоким показателем тяги, и в данной работе не рассматривается.

Для такого движения формулируется четырехпараметрическая краевая задача в плоской полярной системе координат, где конечные значения радиус-вектора, угловой дальности, радиальной и трансверсальной скоростях фиксированы. Таким образом получаются замкнутые траектории движения солнечного паруса, оптимальное управление для которых находится по принципу максимума Понтрягина. Аналогичная задача для электрореактивных двигателей ранее рассматривалась в работе [5]. Однако в случае для солнечного паруса, когда учитывается рассеивание света [6] и деградация [4], программа управления не может быть получена из гамильтониана системы в аналитическом виде, поэтому применяются численные методы. В качестве прототипа солнечного паруса использовался проект космического аппарата из работы [2].

В процессе моделирования были получены траектории для первых четырех циклов перелета солнечного паруса Земля — Марс — Земля. Полет начинается с даты старта, которая соответствует оптимальному положению планет для рассматриваемого солнечного паруса. Очевидно, что последующая дата начала перемещения Марс — Земля не соответствует оптимальной. Поэтому построенная программа управления изменяет траекторию перелета таким образом, чтобы аппарат замедлил свое движение и выровнял угловое положение относительно Земли для выхода на гало-орбиту. Дальнейшие циклы сильнее отдаляются от оптимального положения планет на даты старта, что значительно увеличивает время перелета, но обеспечивает непрерывность передвижения. В некоторых случаях программа управления строит траекторию движения космического аппарата значительно ниже орбиты Земли, чтобы ускорить его угловое перемещение. При приближении к Солнцу деградация паруса начинает активно влиять на характер движения и ухудшать оптические характеристики паруса.

Проведенное моделирование показало, что солнечный парус, даже при учете деградации его отражающей поверхности, способен эффективно совершать длительное движение по замкнутым траекториям. Однако некоторые траектории вблизи Солнца значительно ускоряют процесс деградации, поэтому актуальным становится вопрос построения программ управления с ограничением на расстояние от Солнца и минимизации деградации.

Полученные в процессе исследования алгоритмы построения программы управления для солнечного паруса с неидеально отражающей поверхностью и учетом деградации являются важным инструментом для дальнейшего проектирования межпланетных транспортных систем на базе движителей, использующих давление солнечных лучей. Моделирование движения наглядно показало реализуемость мис-

сии по цикличному движению солнечного паруса между двумя небесными объектами Солнечной системы.

Литература

- [1] Поляхова Е.Н. Космический полёт с солнечным парусом: проблемы и перспективы. М.: Наука, 1986. 304 с.
- [2] Hughes G.W. et al. Sample return from mercury and other terrestrial planets using solar sail propulsion // Journal of Spacecraft and Rockets. 2006. Vol. 43, no. 4. Pp. 828–835.
- [3] Vergaaij M., McInnes C.R., Ceriotti M. Economic assessment of high-thrust and solar-sail propulsion for near-earth asteroid mining // Advances in Space Research. Pergamon, 2021. Vol. 67, no. 9. Pp. 3045–3058.
- [4] Dachwald B. et al. Impact of optical degradation on solar sail mission performance // Journal of Spacecraft and Rockets. 2007. Vol. 44, no. 4. Pp. 740–749.
- [5] Ишков С.А., Милокумова О.Л., Салмин В.В. Оптимизация замкнутых межпланетных перелетов Земля — Марс — Земля с малой тягой // Космические исследования. 1995. Т. 33, № 2. С. 210–219.

Flight Dynamics of the Earth — Mars — Earth Transportation System Based on Solar Sails

Rozhkov Miroslav Andreevich
Samara University

rozhkov.ma@ssau.ru

Starinova Olga Leonardovna
Samara University

solleo@mail.ru

The paper proposes applying solar sails for a cyclic cargo transportation mission and investigates their control and trajectories. A complex model of a solar sail is considered, which includes the scattering of electromagnetic radiation and a change in the sail's optical characteristics. According to the presented mathematical model, the optimal trajectories of the Earth — Mars — Earth plane motion are constructed. The optimal control is obtained using the Pontryagin maximum principle for a fixed angular distance. Motion simulation session shows that the solar sail is able to continuously perform cyclical and controlled movement between two celestial objects in space.

Keywords: solar sail, closed trajectories, optimal control, heliocentric motion

References

- [1] Polyakhova E.N. Kosmicheskii polet s solnechnym parusom: problemy i perspektivy [Space flight with a solar sail: problems and prospects]. Moscow, Nauka Publ., 1986, 304 p. (In Russ.).
- [2] Hughes G.W. et al. Sample return from mercury and other terrestrial planets using solar sail propulsion. Journal of Spacecraft and Rockets, 2006, vol. 43, no. 4, pp. 828–835.
- [3] Vergaaij M., McInnes C.R., Ceriotti M. Economic assessment of high-thrust and solar-sail propulsion for near-earth asteroid mining. Advances in Space Research. Pergamon, 2021, vol. 67, no. 9, pp. 3045–3058.
- [4] Dachwald B. et al. Impact of optical degradation on solar sail mission performance. Journal of Spacecraft and Rockets, 2007, vol. 44, no. 4, pp. 740–749.
- [5] Ishkov S.A., Milokumova O.L., Salmin V.V. Optimizatsiya zamknytykh mezplanetnykh pereletov Zemlya — Mars — Zemlya s maloi tyagoi [Optimization of closed interplanetary flights Earth — Mars — Earth with low thrust]. Kosmicheskie issledovaniya [Space research], 1995, vol. 33, no. 2, pp. 210–219. (In Russ.).

УДК 629.783

Движение спутника в окрестности режима солнечной стабилизации под управлением алгоритма Sdot

Ролдугин Дмитрий Сергеевич

rol duginds@gmail.com

Институт прикладной математики имени М.В. Келдыша РАН

Ткачев Степан Сергеевич

stevens_l@mail.ru

Институт прикладной математики имени М.В. Келдыша РАН

Рассмотрено движение аппарата под управлением алгоритма Sdot вблизи требуемой ориентации. Предложены эволюционные уравнения, свободные от вырождения и пригодные для асимптотического анализа движения аппарата. В линеаризованных уравнениях движения введены амплитуды колебаний, приводящие уравнения к каноническому виду. Проведено усреднение, при этом эволюционные уравнения для медленных уравнений интегрируются в явном виде. Выполнено сравнение поведения аппарата при проведении численного моделирования в исходных и упрощенных уравнениях движения.

Ключевые слова: магнитная система ориентации, солнечная ориентация, Sdot, система ориентации

Алгоритм управления Sdot был предложен в [1] для ориентации космического аппарата на Солнце с использованием магнитных катушек и солнечного датчика. Применение солнечного датчика в качестве единственного источника информации об ориентации является существенной особенностью данного алгоритма. Более того, показания датчика могут использоваться напрямую, без предварительной обработки. Алгоритм был успешно применен на борту микроспутника Чибис-М [2]. Данные телеметрии [3] показали успешную стабилизацию аппарата на Солнце после выхода и строя двигателей-маховиков, численный анализ динамики аппарата представлен в [4]. В [1] проведен анализ динамики аппарата и показано, что вектор кинетического момента ориентируется по направлению на Солнце. Аппарат выходит на режим вращения вокруг оси максимального момента инерции. Таким образом, данная ось стабилизируется по направлению на Солнце. Однако использованные в [1] переменные подвержены вырождению вблизи требуемой ориентации.

В работе предложен другой способ описания ориентации вектора кинетического момента в инерциальном пространстве и ориентации космического аппарата относительно его вектора кинетического момента. Используемые переменные, по сути, являются аналогом эволюционных переменных, часто называемых переменными Беллечко — Черноусько. Недостатком этих переменных в рассматриваемом случае является вырождение уравнений движения при стремлении вектора кинетического момента к одной из осей инерциальной системы координат и при стремлении к нулю угла нутации. Введенные в работе переменные пригодны для проведения анализа движения вблизи требуемой ориентации аппарата. Получены линеаризованные эволюционные уравнения движения аппарата вблизи стабилизации на Солнце. Далее использованы амплитуды колебаний оси максимального момента инерции и получены уравнения, осредненные по вращению аппарата вокруг оси максимального момента. В этих уравнениях углы ориентации вектора кинетического момента в пространстве отделяются и интегрируются, показывая экспоненциальное стремление к требуемому положению. Затем интегрируется выражение для величины вектора

кинетического момента, которая, по мере стремления к нулю углов ориентации, выходит на некоторое постоянное значение. Для уравнений, задающих амплитуды колебаний оси максимального момента инерции относительно вектора кинетического момента, показана устойчивость ориентации аппарата в направлении на Солнце. Далее проведено осреднение по времени, причем используется разложение обратной величины вектора геомагнитной индукции в ряд. Полученные дважды осредненные уравнения интегрируются и в явном виде показывают поведение оси максимального момента инерции относительно вектора кинетического момента, заключающееся в экспоненциальном стремлении к требуемому положению. Сравнение с численным решением исходных уравнений движения показало, что осредненные уравнения, хотя несколько отличаются от исходных в переходном процессе, в целом верно описывают движение в инерциальном пространстве и показывают время стабилизации аппарата.

Литература

- [1] Karpenko S.O. et al. One-axis attitude of arbitrary satellite using magnetorquers only // *Cosm Res.* 2013. Vol. 51, no. 6. Pp. 478–484.
- [2] Зелёный Л.М. и др. Академический микроспутник Чибис-М // *Космические исследования.* 2014. Т. 52, № 2. С. 93–105.
- [3] Ovchinnikov M.Y. et al. New one-axis one-sensor magnetic attitude control theoretical and in-flight performance // *Acta Astronaut.* 2014. Vol. 105, no. 1. Pp. 12–16.
- [4] Roldugin D.S., Tkachev S.S., Ovchinnikov M.Y. Satellite Angular Motion under the Action of SDOT Magnetic One Axis Sun Acquisition Algorithm // *Cosm Res.* 2021. Vol. 59, no. 6. Pp. 529–536.

Satellite Motion in the Vicinity of Sun Stabilization with Sdot Control

Roldugin Dmitry Sergeevich

rolduginds@gmail.com

Keldysh Institute of Applied Mathematics of Russian Academy of Sciences

Tkachev Stepan Sergeevich

stevens_l@mail.ru

Keldysh Institute of Applied Mathematics of Russian Academy of Sciences

Satellite motion under the action of Sdot attitude control is considered in the vicinity of the required attitude. Evolutionary equations are proposed to avoid singularity as the satellite and its angular momentum vector tend to the required attitude. Equations of motion are linearized and transformed to accommodate the satellite maximum moment of inertia axis oscillations amplitudes. Equations are averaged and solved to provide explicit expressions for the satellite angular momentum and attitude evolution. Averaged solution is tested against the numerical solution of the initial equations of motion.

Keywords: *magnetic attitude control, satellite control, Sdot, Sun stabilization*

References

- [1] Karpenko S.O. et al. One-axis attitude of arbitrary satellite using magnetorquers only. *Cosm Res.* 2013, vol. 51, no. 6, pp. 478–484
- [2] Zelenyi L.M. i dr. Akademicheskii mikrosputnik Chibis-M [Academic microsatellite Chibis-M]. *Kosmicheskie issledovaniya* [Space research], 2014, vol. 52, no. 2, pp. 93–105. (In Russ.).

- [3] Ovchinnikov M.Y. et al. New one-axis one-sensor magnetic attitude control theoretical and in-flight performance. Acta Astronaut, 2014, vol. 105, no. 1, pp. 12–16.
- [4] Roldugin D.S., Tkachev S.S., Ovchinnikov M.Y. Satellite Angular Motion under the Action of SDOT Magnetic One Axis Sun Acquisition Algorithm. Cosm Res, 2021, vol. 59, no. 6, pp. 529–536.

УДК 531.13

Положение относительного равновесия космического аппарата при бесконтактном способе увода космического мусора

Рязанов Владимир Владимирович
Самарский университет

rvv345@inbox.ru

Рассмотрена проблема буксировки объекта космического мусора с геостационарной орбиты до орбиты захоронения бесконтактным способом с помощью ионного потока, создаваемого двигателем активного космического аппарата. Для плоского движения с помощью модифицированной задачи Хилла определены точки относительного равновесия активного космического аппарата относительно объекта космического мусора. Показано, что существует единственная точка относительного равновесия, пригодная для буксировки объекта увода на орбиту захоронения. Данная точка является неустойчивой, поэтому для стабилизации относительного движения необходима коррекция положения активного космического аппарата. Определено необходимое количество топлива, необходимое для буксировки при одновременной работе ионных двигателей активного космического аппарата. Сделаны выводы, что полученные результаты могут быть использованы при отработке технологии буксировки космического мусора бесконтактным способом с помощью ионного потока.

Ключевые слова: космический мусор, бесконтактный способ, ионный поток, устойчивость

Космический мусор представляет собой серьезную угрозу при использовании околоземного космического пространства, негативно влияет на качество функционирования космических аппаратов на орбите, создает угрозу безопасности пилотируемых миссий, создает помехи астрономическим наблюдениям. В настоящее время предложены различные способы очистки околоземного космического пространства от объектов космического мусора, которые можно разбить на два способа – контактный и бесконтактный [1, 2]. При контактном способе происходит создание механической связи с последующей фиксацией между активным космическим аппаратом (АКА) и объектом увода. При бесконтактном способе активный КА находится на некотором удалении от космического мусора.

В работе рассматривается бесконтактный способ увода космического мусора с помощью активного КА, оборудованным ионными двигателями. С помощью обдувающего ионного двигателя происходит взаимодействие испускаемых ионов с объектом космического мусора. С помощью маршевого двигателя, установленного на противоположной стороне активного космического аппарата, происходит управление системой «АКА — космический мусор». Активный КА буксирует объект увода с геостационарной орбиты до орбиты захоронения, после чего переходит к следующему объекту.

В зависимости от расстояния между активным КА и объектом увода возможно частичное или полное покрытие ионным потоком объекта космического мусора.

В работе рассматривается вариант полного нахождения удаляемого объекта внутри ионного потока, так как в этом случае задача буксировки легче реализуема в части отслеживания попадания ионного потока на объект космического мусора, определения передаваемой силы от ионного потока обдувающего двигателя, например, с помощью аэродинамических характеристик объекта увода [3].

Целью данной работы является определение точки относительного равновесия активного КА относительно объекта увода и оценка ее устойчивости на этапе буксировки. Такие точки относительного равновесия можно использовать для решения задач буксировки объектов космического мусора с помощью ионного потока, если они расположены на приемлемом удалении от космического мусора (между активным космическим аппаратом и объектом увода). В самом деле, находясь в точке относительного равновесия АКА неподвижен в орбитальной системе координат космического мусора, активный КА вместе с объектом увода будет раскручиваться по спирали с начальной геостационарной орбиты на более высокую орбиту захоронения. Если точка относительного равновесия, расположенная в нужном месте, устойчива, то возможно построение простого алгоритма поддержания системы «активный КА — космический мусор», заключающий в постоянной работе обдувающего и маршевого двигателей. Если нужная точка относительного равновесия неустойчива, то требуется периодическая коррекция относительного положения активного КА.

При проведении исследования были приняты следующие предположения. Рассматривалось плоское движение системы. Космический мусор представляет собой сферу. Угол полураствора ионного потока, величины тяги обдувающего и маршевого двигателей не меняются на всем этапе буксировки. Изменение массы активного космического аппарата и космического мусора мало, и этой величиной можно пренебречь. Рассматривается движение системы в центральном гравитационном поле, внешние возмущающие ускорения не учитываются. Расстояние между активным КА и объектом увода мало по сравнению со средним радиусом их орбиты. Предполагается, что на борту космического аппарата имеется информация только об относительной дальности до объекта увода.

Получены уравнения движения космического мусора и активного КА относительно заданной точки опорной орбиты. Получена система дифференциальных уравнений, представляющая собой модифицированные уравнения задачи Хилла, в которой сила притяжения между активным космическим аппаратом и объектом космического мусора заменена на равную по величине, но обратную по направлению силу (силу отталкивания). Показано, что в зависимости от значений радиального ускорения существует до 6 точек относительного равновесия, но лишь одна из них пригодна для стабилизации движения. Данная точка неустойчива, поэтому для стабилизации относительного движения активного космического аппарата относительного объекта увода необходима периодическая коррекция относительного положения космического аппарата. Определено необходимое количество топлива, затрачиваемой активным космическим аппаратом при одновременной работе обдувающего и маршевого двигателей [4, 5]. Результаты работы могут быть использованы при отработке технологии буксировки космического мусора с помощью ионного потока.

*Работа поддержана грантом Российского научного фонда
(проект №19-19-00085).*

Литература

- [1] Shan M., Guo J., Gill E. Review and comparison of active space debris capturing and removal methods // Progress in Aerospace Sciences. 2015. Vol. 80. Pp. 18–32. DOI: 10.1016/j.paerosci.2015.11.001
- [2] Пикалов Р.С., Юдинцев В.В. Обзор и выбор средств увода крупногабаритного космического мусора // Труды МАИ. 2018. № 100. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=93299> (дата обращения 01.09.2021).
- [3] Рязанов В.В., Ледков А.С. Увод наноспутника с низкой орбиты с помощью ионного потока // Известия Саратовского университета. Серия: Математика. Механика. Информатика. 2019. Т. 19. № 1. С. 82–93. DOI: <https://doi.org/10.18500/1816-9791-2019-19-1-82-93>
- [4] Kluever C.A. Space Flight Dynamics. Hoboken: John Wiley and Sons Ltd., 2018. 584 p.
- [5] Петухов В.Г., Рязанов В.В. Искусственные точки либрации в задаче буксировки космического мусора ионным потоком // Известия Саратовского университета. Новая серия. Серия: Математика. Механика. Информатика. 2021. Т. 21. № 2. С. 202–212. DOI: 10.18500/1816-9791-2021-21-2-202-212

The Position of the Relative Equilibrium of the Spacecraft in the Non-contact Method of Removing Space Debris

Riazanov Vladimir Vladimirovich
Samara University

rvv345@inbox.ru

The work is devoted to the problem of towing a space debris object from a geostationary orbit to a disposal orbit in a non-contact method using an ion beam generated by the engine of an active spacecraft. For plane motion, using the modified Hill problem, the points of relative equilibrium of an active spacecraft relative to a space debris object are determined. It is shown that there is a single point of relative equilibrium suitable for towing an object of removal to a disposal orbit. This point is unstable, therefore, to stabilize the relative motion, it is necessary to correct the position of the active spacecraft. The required amount of fuel required for towing with the simultaneous operation of ion engines of an active spacecraft has been determined.

Keywords: space debris, contactless method, ion beam, stability

*This work was supported by the Russian Science Foundation
(Project No. 19-19-00085).*

References

- [1] Shan M., Guo J., Gill E. Review and comparison of active space debris capturing and removal methods. Progress in Aerospace Sciences, 2015, vol. 80, pp. 18–32. DOI: 10.1016/j.paerosci.2015.11.001
- [2] Pikalov R.S., Yudin V.V. Обзор и выбор средств увода крупногабаритного космического мусора [Bulky space debris removal means review and selection]. Trudy MAI [Trudy MAI], 2018, no. 100. (In Russ.). Available at: <http://trudymai.ru/published.php?ID=93299> (accessed September 01, 2021).
- [3] Ryzanov V.V., Ledkov A.S. Uvod nanosputnika s nizkoy orbity s pomoshch'yu ionnogo potoka [Descent of nanosatellite from low Earth orbit by ion beam]. Izvestiya Saratovskogo universiteta. Seriya: Matematika. Mekhanika. Informatika [Izvestiya of Saratov University. Mathematics. Mechanics. Informatics], 2019, vol. 19, no. 1, pp. 82–93. (In Russ.). DOI: 10.18500/1816-9791-2019-19-1-82-93
- [4] Kluever C.A. Space Flight Dynamics. Hoboken, John Wiley and Sons Ltd., 2018. 584 p.
- [5] Petukhov V.G., Ryzanov V.V. Iskusstvennyye tochki libratsii v zadache buksirovki kosmicheskogo musura ionnym potokom [Artificial libration points in the task of towing space debris by an ion beam]. Izvestiya Saratovskogo universiteta. Novaya seriya. Seriya: Matematika. Mekhanika. Informatika [Izvestiya of Saratov University. Mathematics. Mechanics. Informatics], 2021, vol. 21, no. 2, pp. 202–212. (In Russ.). DOI: 10.18500/1816-9791-2021-21-2-202-212

УДК 531.36:521.1

Об электродинамическом управлении с распределенным запаздыванием для стабилизации искусственного спутника Земли на экваториальной орбите

Тихонов Алексей Александрович

a.tikhonov@spbu.ru

Санкт-Петербургский государственный университет

Александров Александр Юрьевич

a.u.aleksandrov@spbu.ru

Санкт-Петербургский государственный университет

Рассмотрена задача трехосной стабилизации углового положения искусственного спутника Земли. Поставлен вопрос о возможности реализации такой системы электродинамического управления по типу PID-регулятора, отличающегося от классического PID-регулятора тем, что интегральная составляющая управляющего момента содержит распределенное запаздывание. Доказана теорема об асимптотической устойчивости стабилизируемого положения искусственного спутника Земли, обосновывающая возможность построения указанной системы управления. Эффективность построенного управления с распределенным запаздыванием подтверждается численным моделированием.

Ключевые слова: искусственный спутник Земли, угловая стабилизация, электродинамическое управление, распределенное запаздывание, PID-регулятор, асимптотическая устойчивость

Рассматривается искусственный спутник Земли (ИСЗ) с произвольным трехосным эллипсоидом инерции на круговой экваториальной орбите. В качестве программного режима движения ИСЗ рассматривается режим трехосной стабилизации в произвольном угловом положении в орбитальной системе координат. Для стабилизации ИСЗ в программном режиме движения используется электродинамическая система управления [1], генерирующая одновременно момент магнитного взаимодействия [2, 3] и лоренцев момент. Эти два управляющие момента обеспечивают компенсацию [4] возмущающего гравитационного момента [5] и инерционных слагаемых в уравнениях Эйлера, а также реализуют восстанавливающую и демпфирующую составляющие, которые позволяют стабилизировать ИСЗ в программном режиме движения. Для случая, когда программный режим движения является прямым положением равновесия, такая задача рассматривалась в [6]. Новизна постановки задачи заключается в том, что, в отличие от ранее известных работ, использующих электродинамическую систему управления, в данной работе не накладывается ограничений на ориентацию ИСЗ в орбитальной системе координат.

Задача решается на базе нового подхода, заключающегося в развитии концепции электродинамического управления путем использования восстанавливающего момента с распределенным запаздыванием по типу PID-регулятора (интегральный член). Данный подход к построению управления учитывает преимущества управления с распределенным запаздыванием, выявленные в [7].

В нелинейной постановке с помощью разработанного в [8, 9] подхода к построению функционала Ляпунова — Красовского получены конструктивные (в виде двух неравенств) достаточные условия асимптотической устойчивости программного движения ИСЗ. Основное условие, служащее для выбора постоянной величины запаздывания τ ($\tau \geq 0$), получено в виде легко проверяемого неравенства $\tau|c| > 0$, где $c \neq 0$ — параметр, присутствующий в виде множителя перед интегральными членами

в управляющих моментах. Второе условие также представлено в явном виде и служит для нахождения коэффициента h перед диссипативными компонентами управляющих моментов. Конкретно, получено неравенство для нахождения такого h_0 , что для любого $h > h_0$ выполняются достаточные условия асимптотической устойчивости программного движения ИСЗ.

Таким образом, дано развитие теории электродинамического управления для решения практически важной задачи о трехосной стабилизации ИСЗ в произвольном положении в орбитальной системе координат, удобной для многих приложений. Численное моделирование подтверждает вывод, доказанный в теореме. Показано, что электродинамическое управление, построенное по типу PID-регулятора, позволяет не только существенно уменьшить нежелательные колебания ИСЗ в процессе стабилизации, но и значительно (в разы) сократить время установления программного режима движения.

Литература

- [1] Антипов К.А., Тихонов А.А. Параметрическое управление в задаче о стабилизации космического аппарата в магнитном поле Земли // Автоматика и телемеханика. 2007. № 8. С. 44–56.
- [2] Белецкий В.В., Хентов А.А. Вращательное движение намагниченного спутника. М.: Наука, 1985. 288 с.
- [3] Овчинников М.Ю., Пеньков В.И., Ролдугин Д.С., Иванов Д.С. Магнитные системы ориентации малых спутников. М.: ИПМ им. М.В. Келдыша, 2016.
- [4] Tikhonov A.A., Antipov K.A., Korytnikov D.G., Nikitin D.Yu. Electrodynamical compensation of disturbing torque and attitude stabilization of a satellite in J2 perturbed orbit // Acta Astronautica. 2017. Vol. 141. Pp. 219–227.
- [5] Белецкий В.В. Движение искусственного спутника относительно центра масс. М.: Наука, 1965.
- [6] Александров А.Ю., Тихонов А.А. Электродинамическая стабилизация ИСЗ на экваториальной орбите // Космические исследования. 2012. Т. 50, № 4. С. 335–340.
- [7] Aleksandrov A.Y., Tikhonov A.A. On the attitude stabilization of a rigid body under control with distributed delay // Mechanics Based Design of Structures and Machines. 2021. DOI 10.1080/15397734.2021.1891935
- [8] Aleksandrov A.Yu., Kosov A.A., Chen Y. Stability and stabilization of mechanical systems with switching // Automation and Remote Control. 2011. Vol. 72, no. 6. Pp. 1143–1154.
- [9] Aleksandrov A.Yu., Kosov A.A. Stability and stabilization of equilibrium positions of nonlinear non-autonomous mechanical systems // J Comput Syst Sci Intern. 2009. Vol. 48, no. 4. Pp. 511–520.

On Electrodynamic Control with Distributed Delay for Attitude Stabilization of a Artificial Earth Satellite in Equatorial Orbit

Tikhonov Alexey Aleksandrovich
St. Petersburg University

a.tikhonov@spbu.ru

Aleksandrov Alexander Yur'evich
St. Petersburg University

a.u.aleksandrov@spbu.ru

The problem of triaxial attitude stabilization of a artificial Earth satellite angular position is considered. The problem is raised about the possibility of implementing such an electrodynamic attitude control system by the type of a PID controller, which differs from the classical PID controller in that the integral component of the control torque contains a distributed delay. A theorem on the asymptotic stability of the stabilized position of the satellite is proved, substantiating the

possibility of constructing the indicated attitude control system. The effectiveness of the constructed control with a distributed delay is confirmed by numerical simulation.

Keywords: artificial Earth satellite, angular stabilization, electrodynamic control, distributed delay, PID controller, asymptotic stability

References

- [1] Antipov K.A., Tikhonov A.A. Parametricheskoe upravlenie v zadache o stabilizatsii kosmicheskogo apparata v magnitnom pole Zemli [Parametric control in the problem of spacecraft stabilization in the geomagnetic field]. *Avtomatika i telemekhanika* [Autom. Remote Control], 2007, vol. 68, no. 8, pp. 1333–1345. (In Russ.).
- [2] Beletskii V.V., Khentov A.A. Vrashchatel'noe dvizhenie namagnichennogo sputnika [The rotational motion of a magnetized satellite]. Moscow, Nauka Publ., 1985. (In Russ.).
- [3] Ovchinnikov M.Yu., Pen'kov V.I., Roldugin D.S., Ivanov D.S. Magnitnye sistemy orientatsii malyykh sputnikov [Magnetic attitude control systems for small satellites]. Moscow, Keldysh Institute of Applied Mathematics, 2016. (In Russ.).
- [4] Tikhonov A.A., Antipov K.A., Korytnikov D.G., Nikitin D.Yu. Electrodynamic compensation of disturbing torque and attitude stabilization of a satellite in J2 perturbed orbit. *Acta Astronautica*, 2017, vol. 141, pp. 219–227.
- [5] Beletskii V.V. Dvizhenie iskusstvennogo sputnika otnositel'no tsentra mass [Motion of an artificial satellite relative to the center of mass]. Moscow, Nauka Publ., 1965. (In Russ.).
- [6] Aleksandrov A.Yu., Tikhonov A.A. Elektrodinamicheskaya stabilizatsiya ISZ na ekvatorial'noi orbite [Electrodynamic stabilization of Earth-orbiting satellites in equatorial orbits]. *Kosmicheskie issledovaniya* [Cosmic Research], 2012, vol. 50, no. 4, pp. 313–318. (In Russ.).
- [7] Aleksandrov A.Y., Tikhonov A.A. On the attitude stabilization of a rigid body under control with distributed delay. *Mechanics Based Design of Structures and Machines*, 2021. DOI 10.1080/15397734.2021.1891935
- [8] Aleksandrov A.Yu., Kosov A.A., Chen Y. Stability and stabilization of mechanical systems with switching. *Automation and Remote Control*, 2011, vol. 72, no. 6, pp. 1143–1154.
- [9] Aleksandrov A.Yu., Kosov A.A. Stability and stabilization of equilibrium positions of nonlinear non-autonomous mechanical systems. *J Comput Syst Sci Intern*, 2009, vol. 48, no. 4, pp. 511–520.

УДК 629.78

Проектирование низкоэнергетических перелетов к Луне с промежуточным лунным гравитационным маневром

Целоусова Анастасия Александровна tselousovaperm@mail.ru

Институт прикладной математики имени М.В. Келдыша РАН

Трофимов Сергей Павлович sertrofimov@yandex.ru

Институт прикладной математики имени М.В. Келдыша РАН

Широбоков Максим Геннадьевич shmaxg@gmail.com

Институт прикладной математики имени М.В. Келдыша РАН

Перепухов Денис Глебович dperepukhov@yandex.ru

Институт прикладной математики имени М.В. Келдыша РАН

Даны аналитические оценки параметров отлетного импульса, сообщаемого космическому аппарату на опорной околоземной орбите, которые обеспечивают перелет к Луне по

низкоэнергетической траектории с промежуточным лунным гравитационным маневром. Для этого использована предварительно рассчитанная база низкоэнергетических траекторий в модели плоской бикруговой ограниченной задачи четырех тел. Характеристики траекторий из базы, включающих лунный гравитационный маневр, отображаются на границе региона преобладания системы Земля — Луна, а затем в рамках модели сопряженных конических сечений определяются параметры выдаваемого на опорной орбите отлетного импульса, обеспечивающие гравитационный маневр у Луны с нужными характеристиками. Полученные оценки используются для построения плоской траектории перелета в модели четырех тел, подаваемой затем в качестве начального приближения для последующей адаптации к точным моделям движения методом параллельной пристрелки.

Ключевые слова: гравитационный маневр, Низкоэнергетические траектории, проектирование траекторий, бикруговая ограниченная задача четырех тел, параллельная пристрелка

Низкоэнергетические траектории перелета к Луне, использующие гравитационное притяжение от Солнца, обеспечивают существенную экономию топлива по сравнению с классическими быстрыми высокоэнергетическими перелетами. Космический аппарат (КА) на таких траекториях сначала отдаляется на расстояние более 1 млн км от системы Земля-Луна, где перигейное расстояние его орбиты увеличивается до радиуса лунной орбиты за счет солнечной гравитации, а затем движется к Луне для последующего баллистического захвата. Время перелета по такой траектории увеличивается до нескольких месяцев, однако энергетика полета значительно уменьшается (на $\sim 0,2...0,3$ км/с). В зарубежной литературе такие траектории называют WSB (weak stability boundary) или BLT (ballistic lunar transfer) траекториями [1, 2], в отечественных работах встречается термин «обходные траектории» [3]. Данный тип траекторий использовался в миссиях Hiten (JAXA, 1990) и GRAIL (NASA, 2011). Глобальный поиск оптимальных двухимпульсных перелетов Земля — Луна показывает, что в рамках модели плоской бикруговой ограниченной задачи четырех тел (bicircular restricted four-body problem, BR4BP) WSB-траектории перелета обеспечивают наименьшие затраты топлива, близкие к теоретическому минимуму в модели круговой ограниченной задачи трех тел, особенно при включении лунных гравитационных маневров [4].

В настоящее время крупнейшие мировые космические агентства (NASA, Роскосмос, ESA, JAXA и CSA) разрабатывают проект по созданию обитаемой окололунной станции Lunar Orbital Platform-Gateway, предназначенной для исследования Луны и дальнего космоса. Обходные траектории перелета являются привлекательным вариантом для эффективной доставки грузов на станцию. Кроме того, низкоэнергетические траектории представляют особый интерес в связи с возрастающей популярностью относительно недорогих малых космических аппаратов с ограниченным ресурсом топлива. В ближайшем будущем по низкоэнергетическим траекториям планируется запустить к Луне сразу несколько миссий кубсатов, в том числе американские IceCube [5] и CAPSTONE [6] и японскую EQUULEUS [7].

Существующие методы построения WSB-траекторий сводятся к процедурам численной оптимизации [8–10]. Основной сложностью при этом является выбор хорошего начального приближения. В предыдущей работе авторами был представлен ряд геометрических и аналитических инструментов, обеспечивающих систематическое построение WSB-траекторий с заданными параметрами в некоторой упрощенной динамической модели [11]. С помощью предложенных инструментов была получена база плоских WSB-траекторий в модели BR4BP, которые затем могут быть использованы в качестве начального приближения при адаптации к высокоточной

эфемеридной модели движения методом параллельной пристрелки. Данная база содержит, в том числе, траектории с гравитационным маневром у Луны, однако они были получены в рамках общей процедуры построения траекторий без специального нацеливания.

Данное исследование направлено на получение WSB-траекторий, включающих промежуточный лунный гравитационный маневр. В работе приводятся аналитические оценки параметров отлетного импульса, сообщаемого КА на опорной околоземной орбите, которые обеспечивают перелет по таким траекториям. Для этого используется предварительно рассчитанная база плоских низкоэнергетических траекторий в модели BR4BP. Характеристики траекторий из базы, включающих гравитационный маневр, отображаются на границе региона преобладания системы Земля — Луна (аналога сферы действия в модели BR4BP [12]), а затем в рамках модели сопряженных конических сечений определяются параметры выдаваемого на опорной орбите отлетного импульса, обеспечивающие гравитационный маневр у Луны с нужными характеристиками. Полученные оценки используются для построения плоской траектории перелета в модели BR4BP, подаваемой затем в качестве начального приближения для адаптации к точным моделям движения методом параллельной пристрелки.

*Работа выполнена при поддержке гранта Российского научного фонда
№ 19-11-00256.*

Литература

- [1] Belbruno E., Miller J. Sun-perturbed Earth-to-Moon transfers with ballistic capture // Journal of Guidance, Control, and Dynamics. 1993. Vol. 16. Pp. 770–775.
- [2] Parker J., and Born G. Modeling a low-energy ballistic Lunar transfer using dynamical systems theory // Journal of Spacecraft and Rockets. 2008. Vol. 45. Pp. 1269–1281.
- [3] Ivashkin V. On trajectories of Earth–Moon flight of a particle with its temporary capture by the Moon // Doklady Physics. 2002. Vol. 47. Pp. 825–827.
- [4] Toppato F. On Optimal two-impulse Earth-Moon transfers in a four-body model // Celestial Mechanics and Dynamical Astronomy. 2013. Vol. 117. Pp. 279–313.
- [5] Folta D. et al. The lunar icecube mission design: Construction of feasible transfer trajectories with a constrained departure // Advances in the Astronautical Sciences. 2016. Vol. 158. Pp. 1352–1369.
- [6] Gardner T. et al. CAPSTONE: A cubesat pathfinder for the Lunar gateway ecosystem // Proceedings of the 35th Annual Small Satellite Conference, 2021.
- [7] Oguri K. et al. EQUULEUS trajectory design // The Journal of the Astronautical Sciences. 2020. Vol. 67. Pp. 950–976.
- [8] Parrish N. et al. Survey of ballistic Lunar transfers to near rectilinear halo orbit // Advances in the Astronautical Sciences. 2019. Vol. 171. Pp. 1003–1022.
- [9] Yagasaki K. Sun-perturbed Earth-to-Moon transfers with low energy and moderate flight Time // Celestial Mechanics and Dynamical Astronomy. 2004. Vol. 90. No. 3. Pp. 197–212.
- [10] Lantoine G., McElrath T.P. Families of Solar-perturbed Moon-to-Moon transfers // Advances in the Astronautical Sciences. 2014. Vol. 152. Pp. 3721–3736.
- [11] Tselousova A., Trofimov S., Shirobokov M. Geometrical tools for the systematic design of low-energy transfers in the Earth-Moon-Sun system // Advances in the Astronautical Sciences. 2021. Vol. 175. Pp. 5233–5250.
- [12] Castelli R. Regions of prevalence in the coupled restricted three-body problems approximation // Communications in Nonlinear Science and Numerical Simulation. 2012. Vol. 17. No. 2. Pp. 804–816.

Design of Low-Energy Lunar-Gravity-Assisted Trajectories to the Moon

Tselousova Anastasia Aleksandrovna tselousovaperm@mail.ru
Keldysh Institute of Applied Mathematics of Russian Academy of Sciences

Trofimov Sergey Pavlovich sertrofimov@yandex.ru
Keldysh Institute of Applied Mathematics of Russian Academy of Sciences

Shirobokov Maksim Gennad'evich shmaxg@gmail.com
Keldysh Institute of Applied Mathematics of Russian Academy of Sciences

Perepukhov Denis Glebovich dperepukhov@yandex.ru
Keldysh Institute of Applied Mathematics of Russian Academy of Sciences

The paper presents analytical estimates of the parameters of a translunar injection (TLI) impulse providing lunar-gravity-assisted low-energy trajectories to the Moon. A pre-calculated database of low-energy trajectories in the planar bicircular restricted four-body problem model of motion is leveraged. The characteristics of lunar-gravity-assisted trajectories from the database are displayed on the boundary of the Earth–Moon region of prevalence, and then, within the framework of the patched conic approximation model, the parameters of a TLI impulse are determined, so that they provide a lunar gravity-assist maneuver with the desired parameters. The obtained estimates are used for low-energy trajectory design in the planar bicircular restricted four-body problem model, which is then considered as an initial guess when adapting a trajectory to more complex models of motion by the multiple-shooting procedure.

Keywords: gravity assist maneuver, low-energy transfers, trajectory design, bicircular restricted four-body problem, multiple-shooting procedure

This work is fully supported by the Russian Science Foundation (RSF) grant 19-11-00256.

References

- [1] Belbruno E., Miller J. Sun-perturbed Earth-to-Moon transfers with ballistic capture. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 1993, vol. 16, pp. 770–775.
- [2] Parker J., and Born G. Modeling a low-energy ballistic Lunar transfer using dynamical systems theory. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2008, vol. 45, pp. 1269–1281.
- [3] Ivashkin V. On trajectories of Earth–Moon flight of a particle with its temporary capture by the Moon. *Doklady Physics*, 2002, vol. 47, pp. 825–827.
- [4] Toppoto F. On Optimal two-impulse Earth-Moon transfers in a four-body model. *Celestial Mechanics and Dynamical Astronomy*, 2013, vol. 117, pp. 279–313.
- [5] Folta D. et al. The lunar icecube mission design: Construction of feasible transfer trajectories with a constrained departure. *Advances in the Astronautical Sciences*, 2016, vol. 158, pp. 1352–1369.
- [6] Gardner T. et al. CAPSTONE: A cubesat pathfinder for the Lunar gateway ecosystem. *Proceedings of the 35th Annual Small Satellite Conference*, 2021.
- [7] Oguri K. et al. EQUULEUS trajectory design. *The Journal of the Astronautical Sciences*, 2020, vol. 67, pp. 950–976.
- [8] Parrish N. et al. Survey of ballistic Lunar transfers to near rectilinear halo orbit. *Advances in the Astronautical Sciences*, 2019, vol. 171, pp. 1003–1022.
- [9] Yagasaki K. Sun-perturbed Earth-to-Moon transfers with low energy and moderate flight Time. *Celestial Mechanics and Dynamical Astronomy*, 2004, vol. 90, no. 3, pp. 197–212.

- [10] Lantoine G., McElrath T.P. Families of Solar-perturbed Moon-to-Moon transfers. *Advances in the Astronautical Sciences*, 2014, vol. 152, pp. 3721–3736.
- [11] Tselousova A., Trofimov S., Shirobokov M. Geometrical tools for the systematic design of low-energy transfers in the Earth-Moon-Sun system. *Advances in the Astronautical Sciences*, 2021, vol. 175, pp. 5233–5250.
- [12] Castelli R. Regions of prevalence in the coupled restricted three-body problems approximation. *Communications in Nonlinear Science and Numerical Simulation*, 2012, vol. 17, no. 2, pp. 804–816.

УДК 629.78

Использование силы Лоренца для управления тросовой тетраэдральной формацией микроспутников на низкой околоземной орбите

Чернов Кирилл Сергеевич

chernov.ks@phystech.edu

Институт прикладной математики имени М.В. Келдыша РАН;

Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет)

Иванов Данил Сергеевич

danilivanovs@gmail.com

Институт прикладной математики имени М.В. Келдыша РАН

Рассмотрены четыре спутника, связанные друг с другом шестью гибкими проводящими электрический ток тросами, движущиеся на низкой околоземной орбите. Предложен подход управления орбитальным и угловым движением тетраэдральной формацией с использованием сил Лоренца. Для достижения требуемой угловой скорости используется управление на основе прямого метода Ляпунова. Управление поступательным движением направлено на устранение относительного дрейфа. Проведено численное исследование управляемого движения рассматриваемой системы космических аппаратов.

Ключевые слова: групповой полет, сила Лоренца, тросовая система, управление движением

Групповой полет из нескольких спутников может использоваться для решения ряда прикладных и исследовательских задач в космосе. Одним из приложений может быть измерение пространственного распределения параметров плазмы на низких околоземных орбитах [1]. В качестве примера можно привести тетраэдральную формацию для изучения магнитного поля Земли Magnetospheric Multiscale Mission [2]. Для поддержания формации требуется постоянное управление относительным движением, иначе спутники будут разлетаться. Однако, если спутники будут соединены друг с другом, например, тонким тросом, то они будут двигаться по орбите как единая система, относительные траектории аппаратов будут ограничены длиной троса [3]. В настоящее время разрабатывается ряд миссий, состоящих из двух аппаратов, связанных электродинамическим тросом для управления орбитальным движением с помощью силы Лоренца [4].

Рассматриваются четыре спутника, связанные друг с другом шестью гибкими проводящими электрический ток тросами. Если по тросу течет электрический ток, то в магнитном поле Земли на него действует сила Лоренца. При рассмотрении тетраэдральной формации как единого целого эти силы создают моменты относительно центра масс системы. Таким образом, изменяя величины сил тока, можно управлять орбитальным и угловым движением формации. В настоящей работе рассматривается построение правильного тетраэдра как наиболее подходящего для исследования про-

странственного распределения параметров на околоземной орбите. В первом приближении считается, что спутники связаны жесткими проводящими стержнями. В работе решается задача достижения требуемого углового движения в орбитальной системе координат с помощью сил Лоренца. Предложено управление на основе прямого метода Ляпунова: по требуемой ориентации в орбитальной системе координат вычисляется необходимый угловой момент. Затем вычисляются силы тока в тросах, которые реализуют этот момент сил Лоренца. Предполагается, что длины стержней много меньше размеров орбиты и, таким образом, можно считать, что магнитное поле одинаково во всех точках всех стержней.

Сила Лоренца перпендикулярна вектору магнитной индукции. Механический момент силы вычисляется как векторное произведение плеча на силу. Суммарная сила и момент, действующие на систему, определяются шестью силами тока в тросах. Эта система является недоопределённой, поэтому возникает задача поиска некоторого оптимального решения. Для минимизации суммарного тока в тросах используется метод квадратичного программирования с ограничениями типа равенства.

В работе представлены примеры решения задачи и результаты математического моделирования движения тетраэдральной формации на низкой околоземной орбите. Для натяжения тросов в тетраэдре требуется задать вращение системы относительно оси, проходящей через центр масс. Это вращение реализуется с помощью предложенного управления. Управление поступательным движением направлено на устранение относительного дрейфа. При численном моделировании учитываются гибкие движения тросов, которые рассматриваются как цепочки из заданного числа звеньев. Проводится исследование времени переходных процессов в зависимости от ограничений на максимально возможную силу тока в тросах.

Грант РФФ № 20-71-00149.

Литература

- [1] Shestakov S., Ovchinnikov M., Mashtakov Y. Analytical approach to construction of tetrahedral satellite formation // J. Guid. Control Dyn. American Institute of Aeronautics and Astronautics Inc. 2019. Vol. 42, no. 12. Pp. 2600–2614.
- [2] Guzmán J.J., Edery A. Mission design for the MMS tetrahedron formation // IEEE Aerosp. Conf. Proc. 2004. Vol. 1. Pp. 533–540.
- [3] Ferreira A.F.S. et al. Stationary configurations of space tether anchored on smaller primary in three-body problem // Acta Astronaut., 2019. Vol. 160. Pp. 572–582.
- [4] Lu H., Li A., Wang C., Zabolotnov Yu.M. Stability analysis and motion control of spinning electrodynamic tether system during transition into spin // Acta Astronaut. 2020. Vol. 177. Pp. 871–881.

Lorenz-Force Control of Tetrahedral Satellite Formation Using Electrodynamical Tethers

Chernov Kirill Sergeevich

chernov.ks@phystech.edu

*Keldysh Institute of Applied Mathematics of Russian Academy of Sciences;
Moscow Institute of Physics and Technology (National Research University)*

Ivanov Danil Sergeevich

danilivanovs@gmail.com

Keldysh Institute of Applied Mathematics of Russian Academy of Sciences

Four satellites connected to each other by six flexible conductive tethers are considered. An approach to control the orbital and angular motion of a tetrahedral formation using the Lorentz

forces is proposed. Control based on the direct Lyapunov method to achieve the required angular velocity is used. The translational motion control is aimed at the relative drift elimination. A numerical study of the controlled motion of the considered system of satellites is carried out.

Keywords: formation flying, tether system, motion control, Lorentz force

The work is supported by RSF, grant no. 20-71-00149.

References

- [1] Shestakov S., Ovchinnikov M., Mashtakov Y. Analytical approach to construction of tetrahedral satellite formation. J. Guid. Control Dyn. American Institute of Aeronautics and Astronautics Inc., 2019, vol. 42, no. 12, pp. 2600–2614.
- [2] Guzmán J.J., Ederly A. Mission design for the MMS tetrahedron formation. IEEE Aerosp. Conf. Proc., 2004, vol. 1, pp. 533–540.
- [3] Ferreira A.F.S. et al. Stationary configurations of space tether anchored on smaller primary in three-body problem. Acta Astronaut., 2019, vol. 160, pp. 572–582.
- [4] Lu H., Li A., Wang C., Zabolotnov Yu.M. Stability analysis and motion control of spinning electrodynamic tether system during transition into spin. Acta Astronaut., 2020, vol. 177, pp. 871–881.

УДК 521.1

Поиски опасных астероидов

Эскин Борис Борисович esk@astro.spbu.ru

Санкт-Петербургский государственный университет

Соколов Леонид Леонидович l.sokolov@spbu.ru

Санкт-Петербургский государственный университет

Кутеева Галина Анатольевна g.kuteeva@spbu.ru

Санкт-Петербургский государственный университет

Баляев Иван Алексеевич balasteravan@yandex.ru

Санкт-Петербургский государственный университет

Петров Никита Александрович petrov@astro.spbu.ru

Санкт-Петербургский государственный университет

Рассмотрены возможные изменения орбиты астероида при взаимодействии с планетами. С использованием метода точечных гравитационных сфер получены оценки возможностей трансформаций орбиты. С помощью новой быстродействующей программы численного интегрирования исследованы возможные движения более 100 тыс. известных астероидов, включая имеющие перигелийное расстояние больше 1.3 а.е. Сделан вывод, что реальную опасность могут представлять не только «астероиды, сближающиеся с Землей», но и другие объекты. Разработан метод поиска и выделения таких астероидов.

Ключевые слова: астероид, кометно-астероидная опасность, тесное сближение, траектории

Настоящая работа посвящена задачам, связанным с актуальной проблемой обеспечения астероидной безопасности. Речь идет о выделении реально опасных объектов

среди множества известных, нахождении их возможных соударений и сближений с Землей, а также Луной и другими планетами, оценке вероятности этих событий. Обычно опасные для Земли астероиды ищут среди тех, перигелийные расстояния которых менее 1.3 а.е. («астероиды, сближающиеся с Землей»), и это представляется естественным. Однако орбиты астероидов эволюционируют, особенно сильно при тесных сближениях с планетами. В результате возможен переход в класс «сближающихся с Землей» объекта, который в этом классе не был, и даже превращение его в реально опасный для Земли. Проведена оценка возможности такой трансформации орбиты с использованием приближенного аналитического метода точечных гравитационных сфер и серьезных упрощений модели движения. Для этого рассматривается плоская круговая ограниченная задача трех тел «Солнце-планета-астероид».

Взаимодействие с планетой сводится к мгновенному повороту вектора планетоцентрической скорости, модуль которой постоянен. Элементы гелиоцентрической орбиты, а также афелийное и перигелийное расстояние преобразуются по формулам задачи двух тел. Таким методом нетрудно показать принципиальную возможность перехода астероида с перигелийным расстоянием, близким к радиусу орбиты Юпитера, в окрестность орбиты Земли. Известно, что тесное сближение с Юпитером может значительно изменить орбиту астероида, сближение с Марсом — заметно меньше. Для того, чтобы оценить реальность перехода астероидов в класс «сближающихся с Землей», было проведено численное интегрирование большого числа известных астероидов, включая те, которые имеют перигелийное расстояние больше 1.3 а.е. Последовательно отбирались астероиды, имеющие сближения с планетами. Вычисления проводились с помощью недавно созданного быстродействующего программного комплекса (Баляев И.А. Об ускорении численного интегрирования движения астероидов. *Астрономический вестник*, 2020, т. 54, № 6, стр. 567–576). С использованием метода Монте-Карло были получены оценки кумулятивных вероятностей соударений и сближений с планетами (включая Землю) для более 3000 астероидов. Интервал времени — до 2132 года. Каждый астероид моделируется двумя тысячами отдельных экземпляров. Найдено два десятка астероидов с перигелийным расстоянием более 1.3 а.е., имеющие за указанное время сближения с Землей на расстояние менее 100 ее радиусов. Для почти всех этих астероидов зафиксированы сближения и возможные соударения с Юпитером, много сближений зафиксировано с Марсом. Два астероида имеют сближения с Венерой менее, чем на 100 ее радиусов, два астероида — сближения с Сатурном менее, чем на 100 его радиусов. Рассмотрим для примера астероид 2011 XD3. Его перигелийное расстояние 1.53 а.е., точность — 0.0008 а.е. (1 сигма), афелийное расстояние — 5.16 а.е., точность — 0.07 а.е. (1 сигма). Зафиксировано два сближения этого астероида с Землей на менее чем 100 ее радиусов, 6 сближений с Марсом на менее чем 100 его радиусов, 3751 сближение с Юпитером на менее чем 100 его радиусов, 512 сближений с Юпитером менее чем на 10 его радиусов, 103 возможных соударения с Юпитером.

Подводя итоги, можно сказать, что опасность для Земли могут представлять и астероиды, не принадлежащие пока к числу «сближающихся с Землей». Выделение и исследование таких объектов — актуальная задача, решение ее возможно с использованием современных вычислительных средств.

Литература

- [1] Balyaev I.A. Acceleration of Numerical Integration of the Equations of Motion of Asteroids // Solar System Research. 2020. Vol. 54. No. 6. Pp. 557–566. DOI: 10.1134/s0038094620330011
- [2] Sokolov L., Petrov N., Kuteeva G. and Vasilyev A. Scattering of trajectories of hazardous asteroids // AIP Conference Proceedings. 2018. Vol. 1959. No. 040019. DOI: 10.1063/1.5034622
- [3] Everhart E. Implicit single-sequence methods for integrating orbits // Celestial Mechanics. 1974. Vol. 10. Pp. 35–55.
- [4] Standish E.M. JPL Planetary and Lunar ephemerides, DE405/LE405. Interoffice Memorandum. 1998. 312.F-98-048. 18 p.

Search for Dangerous Asteroids

Eskin Boris Borisovich

esk@astro.spbu.ru

Saint-Petersburg University

Sokolov Leonid Leonidovich

l.sokolov@spbu.ru

Saint-Petersburg University

Kuteeva Galina Anatolievna

g.kuteeva@spbu.ru

Saint-Petersburg University

Balyaev Ivan Alekseevich

balasteravan@yandex.ru

Saint-Petersburg University

Petrov Nikita Aleksandrovich

petrov@astro.spbu.ru

Saint-Petersburg University

Possible changes in the asteroid's orbit during interaction with planets are considered. Using the method of point gravitational spheres, estimates of the possibilities of orbital transformations are obtained. With the help of a new high-speed numerical integration program, the possible movements of more than 100 thousand known asteroids were investigated, including those with a perihelion distance greater than 1.3 AU. It was concluded that not only "asteroids approaching the Earth", but also other objects can pose a real danger. A method has been developed to search for and isolate such asteroids.

Keywords: *asteroid, comet-asteroid hazard, closed approach, trajectories*

References

- [1] Balyaev I.A. Acceleration of Numerical Integration of the Equations of Motion of Asteroids. Solar System Research, 2020, vol. 54, no. 6, pp. 557–566. DOI: 10.1134/s0038094620330011
- [2] Sokolov L., Petrov N., Kuteeva G., Vasilyev A. Scattering of trajectories of hazardous asteroids. AIP Conference Proceedings, 2018, vol. 1959, no. 040019. DOI: 10.1063/1.5034622
- [3] Everhart E. Implicit single-sequence methods for integrating orbits. Celestial Mechanics, 1974, vol. 10, pp. 35–55.
- [4] Standish E.M. JPL Planetary and Lunar ephemerides, DE405/LE405. Interoffice Memorandum. 1998. 312.F-98-048. 18 p.

УДК 629.78

Оптимизация свободных граничных условий на траектории перелета с минимальной тягой между околоземной и окололунной орбитами

Юн Сон Ук

wook4573@naver.com

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Петухов Вячеслав Георгиевич

vgpetukhov@gmail.com

Научно-исследовательский институт прикладной механики и электродинамики МАИ

Рассмотрен новый подход к решению задачи оптимизации траекторий перелета к Луне с фиксированной угловой дальностью перелета и свободным временем перелета. Представлен метод решения задачи минимизации тяги на перелете между околоземной и окололунной орбитами со свободными (оптимальными) долготой восходящего узла и аргументом перицентра начальной и конечной орбит. Проведено сравнение полученных траекторий с минимальной тягой для частично свободных и фиксированных граничных условий.

Ключевые слова: оптимизация траектории, принцип максимума, метод продолжения, задача минимизации тяги, условие трансверсальности

Рассматривается задача оптимизации свободных граничных условий на траектории с минимальной тягой между круговыми или эллиптическими околоземной и окололунной орбитами. Для решения задачи минимизации тяги используется непрямой подход, основанный на использовании принципа максимума и метода продолжения [1].

Ранее метод решения задачи минимизации тяги на траектории перелета к Луне с заданной околоземной орбиты на заданную окололунную орбиту был представлен в работе [2]. В этом методе все элементы граничных орбит считались заданными. Однако очевидно, что для многих прикладных задач значения долготы восходящего узла и аргумента перицентра граничных орбит могут выбираться с целью улучшения показателей качества решаемой задачи (в рассматриваемом случае — с целью снижения величины тяги).

Для определения оптимальных значений долготы восходящего узла и аргумента перицентра начальной геоцентрической орбиты и конечной селеноцентрической орбиты в данной работе используются дополнительные условия оптимальности — условия трансверсальности (как, например, в работе [3]). Рассматриваются три варианта частично-свободных граничных условий: «свободная линия апсид», «свободная линия узлов» и «свободные линия узлов и линия апсид».

Задача оптимизации рассматриваемого класса траекторий приводит к необходимости преодоления ряда вычислительных проблем [2]. Для решения задачи вычисления траектории предлагаются следующие приемы: 1) используется постановка задачи оптимизации траекторий с фиксированной угловой дальностью перелета и свободным временем перелета, что позволяет избежать вычислительных трудностей, связанных с существованием множества локально-оптимальных решений с различной угловой дальностью; 2) в качестве независимой переменной в дифференциальных уравнениях движения космического аппарата используется угловая независимая переменная; 3) угловые дальности геоцентрического и селеноцентрического участков вычисляются из условия равенства минимальной тяги на обоих участках заданному

значению; 4) точка либрации EML_1 системы Земля–Луна используется как точка стыковки геоцентрического и селеноцентрического участков траектории; 5) оптимальная траектория космического аппарата с идеально-регулируемым двигателем используется в качестве начального приближения в задаче минимизации тяги; 6) для решения всех возникающих краевых задач используется метод продолжения; 7) для точного вычисления требуемых первых и вторых производных в процессе решения краевой задачи используются комплексные дуальные числа [4].

Приводятся численные примеры траекторий перелета к Луне с минимальной тягой с использованием рассматриваемых условий трансверсальности. Рассматриваются различные варианты граничных условий и проводится сравнение полученных значений минимальной тяги и требуемых затрат топлива для оптимальных траекторий с частично свободными граничными условиями и с полностью заданными элементами граничных орбит.

Работа выполнена при поддержке гранта Правительства Российской Федерации (VII очередь, постановление Правительства РФ № 220 от 09.04.2010), соглашение № 075-15-2019-1894 от 03.12.2019.

Литература

- [1] Petukhov V.G. Minimum-thrust problem and its application to trajectory optimization with thrust switchings // 64th International Astronautical Congress. IAC-13-C1.6.2. 2013. 9 p.
- [2] Yoon S.W., Petukhov V.G., Ivanyukhin A.V. Minimum-Thrust Lunar Trajectories // 72nd International Astronautical Congress. IAC-21-C1.4.3. 2021. 10 p.
- [3] Petukhov V.G. Optimization of Multi-Orbit Transfers between Noncoplanar Elliptic Orbits // Cosmic Research. 2004. Vol. 42. Pp. 250–268. DOI: 10.1023/B:COSM.0000033300.18460.a4
- [4] Petukhov V.G., Yoon S.W. Optimization of perturbed spacecraft trajectories using complex dual numbers. Part 1: Theory and method // Cosmic Research. 2021. Vol. 59. Pp. 401–413. DOI: 10.1134/S0010952521050099

Optimization of Minimum Thrust Trajectories with Free Boundary Conditions between Earth Orbit and Lunar Orbit

Yoon Sung Wook

wook4573@naver.com

Moscow Aviation Institute (National Research University)

Petukhov Viacheslav Georgievich

vgpetukhov@gmail.com

Research Institute of Applied Mechanics and Electrodynamics

A new approach to solving the problem for optimizing trajectories to the Moon with the fixed angular distance and free transfer duration is considered. The method for solving minimum-thrust problem during a transfer between the Earth and Lunar orbits with free (optimal) right ascension of the ascending node and argument of the perigee of the initial and final orbits is presented. A comparison is made between the obtained trajectories with minimum thrust for partially free and fixed boundary conditions.

Keywords: trajectory optimization, maximum principle, continuation method, minimum-thrust problem, transversality condition

This study was supported by the grant of the Government of the Russian Federation (Contest 7, Resolution No.220 of the Government of the Russian Federation of April 9, 2010). Agreement No. 075-15-2019-1894 of December 3, 2019.

References

- [1] Petukhov V.G. Minimum-thrust problem and its application to trajectory optimization with thrust switchings. 64th International Astronautical Congress, IAC-13-C1.6.2, 2013, 9 p.
- [2] Yoon S.W., Petukhov V.G., Ivanyukhin A.V. Minimum-Thrust Lunar Trajectories. 72nd International Astronautical Congress, IAC-21-C1.4.3, 2021, 10 p.
- [3] Petukhov V.G. Optimization of Multi-Orbit Transfers between Noncoplanar Elliptical Orbits. Cosmic Research, 2004, vol. 42, pp. 250–268. DOI: 10.1023/B:COSM.0000033300.18460.a4
- [4] Petukhov V.G., Yoon S.W. Optimization of perturbed spacecraft trajectories using complex dual numbers. Part 1: Theory and method. Cosmic Research, 2021, vol. 59, pp. 401–413. DOI: 10.1134/S0010952521050099

УДК 629.78

Синтез оптимального управления изменением орбиты космического аппарата с воздушным электрореактивным двигателем

Янова Ольга Васильевна

yanova2007@yandex.ru

Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е. Жуковского

Филатьев Александр Сергеевич

filatyev@yandex.ru

Московский государственный университет имени М.В. Ломоносова

Голиков Александр Александрович

dea5609@mail.ru

Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е. Жуковского

Рассмотрена задача наискорейшего изменения апогея орбиты космического аппарата (КА) за счет тяги воздушного электрореактивного двигателя (ВЭРД), использующего в качестве рабочего тела газы окружающей атмосферы, с учетом зависимости тяги от плотности окружающей атмосферы, степени компрессии атмосферного газа свободно-молекулярными воздухозаборниками, угла атаки, располагаемой мощности и др. Решение основано на использовании осцилирующих орбитальных элементов и принципа максимума Понтрягина с учетом малости ускорений от аэродинамического сопротивления и тяги. Получены программы оптимального управления углом атаки КА и включением двигателя. Построены области достижимости КА с ВЭРД в пространстве основных параметров, таких как радиусы апогея и перигея, располагаемая мощность, продолжительность маневра, параметры КА и ВЭРД.

Ключевые слова: воздушный электрореактивный двигатель, космический аппарат, осцилирующие элементы, оптимальное управление, угол атаки, эффективность двигателя

Возникший в последние десятилетия интерес к размещению малых космических аппаратов (КА) на низких и сверхнизких (150...250 км) околоземных орбитах связан со значительным ростом эффективности выполнения целевых задач при снижении высоты [1–3]. Препятствием для долговременного существования КА на таких высотах является экспоненциальный рост массы рабочего тела (РТ) существующих двигателей для компенсации аэродинамического сопротивления. Одним из путей решения проблемы является применение воздушного электрореактивного двигателя (ВЭРД), использующего в качестве РТ газы окружающей атмосферы. Эффективность таких двигателей существенно зависит от угла атаки вследствие изменения притока газа

к воздухозаборнику и падения концентрации газа в камере ионизации (КИ) [4–6]. Рассмотрена задача наискорейшего изменения апогея орбиты КА со сверхнизким перигеем с учетом зависимости тяги ВЭРД и аэродинамического сопротивления от угла атаки КА [5, 7] и ограничения на минимально допустимый уровень концентрации РТ в КИ. Для решения задачи применяется подход, основанный на использовании оскулирующих орбитальных элементов [8] и принципа максимума Понтрягина [9].

Рассмотрено движение КА с ВЭРД в плоскости эллиптической орбиты с радиусами апогея r_a и перигея r_p . Задача состоит в определении оптимального управления вектором тяги ВЭРД для максимального изменения радиуса апогея r_a при постоянном радиусе перигея r_p [10] с учетом зависимости тяги ВЭРД и аэродинамического сопротивления КА с ВЭРД от угла атаки a и ограничения на минимально допустимую концентрацию газа в КИ n_{\min} .

Приняты следующие допущения:

- нормальная аэродинамическая сила пренебрежимо мала;
- средняя скорость истечения РТ постоянная $c = const$;
- вектор тяги ВЭРД направлен вдоль продольной оси КА.

При сделанных допущениях и отсутствии случайных возмущений для решения задачи достаточно рассмотреть движение КА с ВЭРД на одном витке орбиты.

Дифференциальные уравнения для изменения оскулирующих значений радиусов перигея и апогея записаны в безразмерном виде с истиной аномалией в качестве аргумента.

Зависимость тяги ВЭРД от угла атаки $P(a)$ определяется изменением [5] потока газа $A_{in} = \cos(a)$ и степени компрессии РТ в КИ $k_m(a)$:

$$P(a) = P(a = 0) * K_m(a), \quad (1)$$

где $K_m(a)$ — аппроксимация степенным многочленом зависимости $k_m(a)$, рассчитанной методом Монте-Карло для цилиндрического канала ВЗ с удлинением, равным $l = 5$ [5].

Зависимость коэффициента аэродинамического сопротивления от угла атаки при свободномолекулярном обтекании КА с ВЭРД сформирована в виде

$$C_D(a) = C_{D0} * \cos(a) + k_s C_{Ds} * \operatorname{sgrt}(1 + (\sin(a)/C_{Ds})^2), \quad (2)$$

где k_s — отношение площади проекции элементов КА, параллельной входному потоку, к площади поперечного сечения КА; $C_{Ds} = 1/(\operatorname{sgrt}(\pi) * S_\infty)$ — коэффициент сопротивления пластины под нулевым углом атаки; S_∞ — скоростное соотношение в набегающем потоке.

Верификация предложенной зависимости проведена путем сравнения с расчетами для модели полностью диффузного отражения при свободномолекулярном обтекании (diffuse reflection with incomplete accommodation, DRIA) [11–12].

В качестве компонент вектора управления \mathbf{u} приняты угол атаки a и функция включения двигателя z :

$$\mathbf{u} = \{a, z\}, \quad (3)$$

где допустимая область U определяется действующими ограничениями:

$$|a| < a_{\max}; \quad (4)$$

$$n_{IC} > n_{\min}. \quad (5)$$

Требуется найти оптимальное управление \mathbf{u}_{opt} (3) с учетом (1)–(5) для максимизации радиуса апогея r_a при фиксированном радиусе перигея r_p .

Решение задачи получено в строгой постановке на основе принципа максимума Понтрягина [9], в соответствии с которым

$$\mathbf{u}_{opt} = \operatorname{argmax} H,$$

где H — гамильтониан системы уравнений движения.

В силу малости управляющих ускорений по сравнению с гравитационным влиянием изменения параметров орбиты в правых частях уравнений движения в оскулирующих переменных на оптимальную программу управления за один виток можно пренебречь.

Для определения a_{opt} при неактивных ограничениях (4), (5) использовалась рекуррентная формула с нулевым приближением из решения уравнения $dH/da = 0$ при аппроксимации функций $\sin(a) \sim a, \cos(a) \sim (1 - a^2)$. Для определения $|a_{opt}| < a_{\max}$ при $n_{IC} = n_{\min}$ использован метод секущих.

На основании разработанной методики проведены численные исследования эффективности решения поставленной задачи в зависимости от параметров ВЭРД, КА и радиусов апогея и перигея. Построены допустимые области существования КА с ВЭРД в пространстве параметров орбит и мощности источника энергии КА. Показано, что использование эллиптических орбит в условиях ограниченной энергетики позволяет значительно увеличить область существования КА с ВЭРД (в координатах «перигей — апогей» орбиты) за счет энергии, накопленной на пассивных участках полета КА.

Исследование проведено при финансовой поддержке Российского научного фонда, проект № 20-69-46034, организация — МГУ имени М.В. Ломоносова.

Литература

- [1] Virgili-Llop J., Roberts P., Hao Z., Ramio L., Beauplet V. Very Low Earth Orbit mission concepts for Earth Observation: Benefits and challenges // 12th Reinventing Space Conference. London, UK, 2014. BIS-RS-2014-37.
- [2] Shao A.E., Madni A.M., Wertz J.R. Quantifying the effect of orbit altitude on mission cost for earth observation satellites // 54th AIAA Aerospace Sciences Meeting, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Reston, Virginia, 2016. DOI: 10.2514/6.2016-0974
- [3] Bertolucci G., Barato F., Toson E., Pavarin D. Impact of propulsion system characteristics on the potential for cost reduction of earth observation missions at very low altitudes // Acta Astronautica. 2020. No. 176. Pp. 173–191. DOI: 10.1016/j.actaastro.2020.06.018
- [4] Barral S., Cifali G., Albertoni R., Andreucci M., Walpot L. Conceptual Design of an Air-Breathing Electric Propulsion System // 34th International Electric Propulsion Conference. Kobe, Japan, July 4–10, 2015. IEPC-2015-271.
- [5] Ерофеев А.И., Никифоров А.П., Плагин В.В. Экспериментальные исследования воздухозаборника в свободномолекулярном потоке газа // Ученые записки ЦАГИ. 2017. Т. XLVIII. № 3. С. 56–69.
- [6] Romano F., Binder T., Herdrich G., Fasoulas S., Schönherr T. Intake Design for an Atmosphere-Breathing Electric Propulsion System (ABEP) // Acta Astronautica. 2021. No 187. Pp. 225–235. DOI: 10.1016/j.actaastro.2021.06.033

- [7] Prieto D.M., Graziano V.P., Roberts P.C.E. Spacecraft drag modeling // Progress in Aerospace Sciences. 2014. No. 64. Pp. 56–65. DOI: 10.1016/j.paerosci.2013.09.001
- [8] Мирер С.А. Механика космического полета. Орбитальное движение. М.: Резолит, 2007. 276 с.
- [9] Понтрягин Л.С., Болтянский В.Г., Гамкрелидзе Р.В., Мищенко Е.Ф. Математическая теория оптимальных процессов. М.: Наука, 1969. 384 с.
- [10] Filatyev A.S., Yanova O.V. The control optimization of low-orbit spacecraft with electric ramjet // Acta Astronautica. 2019. Vol. 158. Pp. 23–31.
- [11] Mehta P.M., Walker A., McLaughlin C.A., Koller J. Comparing Physical Drag Coefficients Computed Using Different Gas–Surface Interaction Models // Journal of Spacecraft and Rockets. 2014. Vol. 51. No. 3. Pp. 873–883.
- [12] Moe K., Moe M. Simultaneous Analysis of Multi-Instrument Satellite Measurements of Atmospheric Density // Journal of Spacecraft and Rockets. 2004. Vol. 41. No. 5. Pp. 849–853.

Synthesis of Optimal Control of Changing the Orbit of a Spacecraft with an Air-Breathing Electric Propulsion

Yanova Olga Vasilievna

yanova2007@yandex.ru

Central Aerohydrodynamic Institute

Filatiev Aleksandr Sergeevich

filatyev@yandex.ru

MSU

Golikov Alexandr Alexandrovich

dea5609@mail.ru

Central Aerohydrodynamic Institute

The problem is considered of the fastest changing the apogee of the spacecraft (SC) orbit by means of an air-breathing electric propulsion (ABEP), which uses gases of the surrounding atmosphere as a propellant, taking into account the thrust dependence on the surrounding atmosphere density, compression degree of atmospheric gas by free molecular air intakes, angle of attack, available power, etc. The solution is based on the use of osculating orbital elements and the Pontryagin maximum principle taking into account the accelerations' smallness from aerodynamic drag and thrust. The programs for optimal control of the SC angle of attack and engine on/off have been obtained. The reachability regions of SC with ABEP have been constructed in space of basic parameters, such as apogee and perigee radii, available power, maneuver duration, SC and ABEP parameters.

Keywords: air-breathing electric propulsion, spacecraft, osculating elements, optimal control, angle of attack, engine efficiency

The research was carried out with the financial support of the Russian Science Foundation, project No. 20-69-46034, organization is Moscow State University.

References

- [1] Virgili-Llop J., Roberts P., Hao Z., Ramio L., Beauplet V. Very Low Earth Orbit mission concepts for Earth Observation: Benefits and challenges. 12th Reinventing Space Conference. London, UK, 2014. BIS-RS-2014-37.
- [2] Shao A.E., Madni A.M., Wertz J.R. Quantifying the effect of orbit altitude on mission cost for earth observation satellites. 54th AIAA Aerospace Sciences Meeting, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Reston, Virginia, 2016. DOI: 10.2514/6.2016-0974

- [3] Bertolucci G., Barato F., Toson E., Pavarin D. Impact of propulsion system characteristics on the potential for cost reduction of earth observation missions at very low altitudes. *Acta Astronautica*, 2020, no. 176, pp. 173–191. DOI: 10.1016/j.actaastro.2020.06.018
- [4] Barral S., Cifali G., Albertoni R., Andrenucci M., Walpot L. Conceptual Design of an Air-Breathing Electric Propulsion System. 34th International Electric Propulsion Conference. Kobe, Japan, July 4–10, 2015. IEPAC-2015-271.
- [5] Erofeev A.I., Nikiforov A.P., Plugin V.V. Eksperimental'nye issledovaniya vozdukhozabornika v svobodnomolekulyarnom potoke gaza [Experimental studies of an air intake in a free molecular gas flow]. *Uchenye zapiski TsAGI [Scientific notes of TsAGI]*, 2017, vol. XLVIII, no. 3, pp. 56–69. (in Russ.).
- [6] Romano F., Binder T., Herdrich G., Fasoulas S., Schönherr T. Intake Design for an Atmosphere-Breathing Electric Propulsion System (ABEP). *Acta Astronautica*, 2021, no. 187, pp. 225–235. DOI: 10.1016/j.actaastro.2021.06.033
- [7] Prieto D.M., Graziano B.P., Roberts P.C.E. Spacecraft drag modeling. *Progress in Aerospace Sciences*, 2014, no. 64, pp. 56–65. DOI: 10.1016/j.paerosci.2013.09.001
- [8] Mirer S.A. *Mekhanika kosmicheskogo poleta. Orbitalnoe dvizhenie [Mechanics of space flight. Orbital motion]*. Moscow, Rezolit Publ., 2007, 276 p. (in Russ.).
- [9] Pontryagin L.S., Boltyanskiy V.G., Gamkrelidze R.V., Mishchenko E.F. *Matematicheskaya teoriya optimalnykh protsessov [Mathematical theory of optimal processes]*, Moscow: Nauka Publ., 1969, 384 p. (in Russ.).
- [10] Filatyev A.S., Yanova O.V. The control optimization of low-orbit spacecraft with electric ramjet. *Acta Astronautica*, 2019, vol. 158, pp. 23–31.
- [11] Mehta P.M., Walker A., McLaughlin C.A., Koller J. Comparing Physical Drag Coefficients Computed Using Different Gas–Surface Interaction Models. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2014, vol. 51, no. 3, pp. 873–883.
- [12] Moe K., Moe M. Simultaneous Analysis of Multi-Instrument Satellite Measurements of Atmospheric Density. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2004, vol. 41, no. 5, pp. 849–853.



Секция 7. РАЗВИТИЕ КОСМОНАВТИКИ И ФУНДАМЕНТАЛЬНЫЕ ПРОБЛЕМЫ ГАЗОДИНАМИКИ, ГОРЕНИЯ И ТЕПЛОБМЕНА

УДК 62

Распыление и сжигание комбинаций пропеллентов LO_x/GH_2 и LO_x/GCH_4 в одном коаксиальном инжекторе

Venugopalan Neelima

neelimavc13@gmail.com

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Ghimirey Bishal

bishalghimirey@gmail.com

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Исследована задача численного моделирования и моделирования процессов горения LO_x/GH_2 и LO_x/GCH_4 . Впрыск топлива осуществляется с помощью одного коаксиального инжектора. Процессы горения моделируются при двух условиях давления в камере: 1,5 и 3 МПа соответственно. Цель — понять влияние физических свойств и кинетики пропеллентов на процесс распыления, а также изучить струю и пламя, возникающие при этих условиях субкритического давления, с использованием дискретно-фазового моделирования. Получены результаты и сопоставлены с экспериментальными данными.

Ключевые слова: камера сгорания, жидкий кислород, газообразный водород, газообразный метан, докритическое давление, коаксиальный инжектор

Химические ракетные двигатели — это реактивные двигатели, которые хранят топливо, сжигают его в камере сгорания и выбрасывают для создания необходимой тяги. В этой категории у нас есть твердое топливо, жидкое топливо и гибридное топливо. Среди всех трех жидкостное топливо обеспечивает максимальную тягу при меньшем количестве топлива и, следовательно, имеет самую высокую топливную эффективность. Таким образом, в этом исследовании рассмотрены две комбинации пропеллентов: LO_x/GH_2 и LO_x/GCH_4 [1].

Основным компонентом жидкостного ракетного двигателя, который играет огромную роль в его надежности, производительности и стоимости жизненного цикла, является камера сгорания. Испытания жидкостных ракетных двигателей, особенно камеры сгорания или камеры тяги, являются чрезвычайно сложным процессом, и для его разработки и испытаний традиционно используются дорогостоящие испытательные установки и полномасштабные прототипы. Это очень сложные системы, поэтому за последнее десятилетие использование инструментов моделирования и проектирования таких, как вычислительная гидродинамика (CFD-модели), стало надежным методом для выполнения проектирования и тестирования на ранних этапах разработки продукта. Они экономичны и ускоряют разработку и тестирование этих двигателей.

Приведена задача численного моделирования и моделирования процессов горения LO_x/GH_2 и LO_x/GCH_4 . Впрыск топлива осуществляется с помощью одного коаксиального инжектора [2]. Процессы горения моделируются при двух условиях давления

в камере: 1,5 и 3 МПа соответственно. Цель — понять влияние физических свойств и кинетики пропеллентов на процесс распыления, а также изучить коаксиальную струю и пламя, возникающие при этих условиях субкритического давления, с использованием дискретно-фазового моделирования [3, 4]. Получены результаты и сопоставлены с экспериментальными данными.

Литература

- [1] Yang B., Cuoco F., Oschwald M. Atomization and Flames in LO_x/H_2 - and LO_x/CH_4 - Spray Combustion // Journal of Propulsion and Power. 2007. Vol. 23. No. 4. DOI: 10.2514/1.26538
- [2] Vingert L., Gicquel P., Lourme D., Ménoret L. Coaxial Injector Atomization // Liquid Rocket Combustion Instability in Progress in Astronautics and Aeronautics. V. Yang, Anderson W. (Eds.). New York: AIAA, 1994. Vol. 169. Pp. 145–189.
- [3] Villermaux E. Mixing and Spray Formation in Coaxial Jets // Journal of Propulsion and Power. 1998. Vol. 14. No. 5. Pp. 807–817. DOI: 10.2514/2.5344
- [4] Porcheron E., Carreau J.L., Prevost L., Le Visage D., Roger F. Effect of Injection Gas Density on Coaxial Liquid Jet Atomization // Atomization and Sprays. 2002. Vol. 12. No.1–3. Pp. 209–228. DOI: 10.1615/AtomizSpr.v12.i123.110

Spraying and Combustion of LO_x/GH_2 and LO_x/GCH_4 Propellant Combinations in One Coaxial Injector

Venugopalan Neelima

neelimavc13@gmail.com

MAI

Ghimirey Bishal

bishalghimirey@gmail.com

MAI

The problem of numerical modeling and simulation of the combustion processes of LO_x/GH_2 and LO_x/GCH_4 is investigated. Fuel injection is carried out using a single coaxial injector. Gorenje Gorenje processes are modeled under two conditions of pressure in the chamber: 1.5 and 3 MPa, respectively. The aim is to understand the influence of the physical properties and kinetics of propellants on the sputtering process, as well as to study the jet and flame arising under these subcritical pressure conditions using discrete-phase modeling. The results are obtained and compared with experimental data.

Keywords: rocket combustion, liquid oxygen, gaseous hydrogen, gaseous methane, subcritical pressure, coaxial injector

References

- [1] Yang B., Cuoco F., Oschwald M. Atomization and Flames in LO_x/H_2 - and LO_x/CH_4 - Spray Combustion. Journal of Propulsion and Power, 2007, vol. 23, no. 4. DOI: 10.2514/1.26538
- [2] Vingert L., Gicquel P., Lourme D., Ménoret L. Coaxial Injector Atomization. Liquid Rocket Combustion Instability in Progress in Astronautics and Aeronautics. V. Yang, Anderson W. (Eds.). New York: AIAA, 1994, vol. 169, pp. 145–189.
- [3] Villermaux E. Mixing and Spray Formation in Coaxial Jets. Journal of Propulsion and Power, 1998, vol. 14, no. 5, pp. 807–817. DOI: 10.2514/2.5344
- [4] Porcheron E., Carreau J.L., Prevost L., Le Visage D., Roger F. Effect of Injection Gas Density on Coaxial Liquid Jet Atomization. Atomization and Sprays, 2002, vol. 12, no. 1–3, pp. 209–228. DOI: 10.1615/AtomizSpr.v12.i123.110

УДК 629.7.036

Разработка методики расчета коэффициента теплоотдачи к газообразному метану в условиях его естественной конвекции

Абдуллин Мансур Рустамович

mansur1392@mail.ru

КНИТУ-КАИ; ООО «Газжилсервис»

На основе результатов экспериментальных исследований и анализа научно-технической литературы разработаны алгоритм и новая методика расчета коэффициента теплоотдачи к газообразному метану в условиях его естественной конвекции — без влияния и с влиянием электростатических полей. В докладе приводятся результаты экспериментальных исследований с газообразным метаном при его естественной конвекции — без влияния и с влиянием магнитных и электростатических полей.

Ключевые слова: газообразный метан, сжиженный природный газ, электростатические поля, магнитные поля, естественная конвекция

На основе результатов экспериментальных исследований и анализа научно-технической литературы разработаны алгоритм и новая методика расчета коэффициента теплоотдачи к газообразному метану в условиях его естественной конвекции — без влияния и с влиянием электростатических полей.

В связи с переводом наземной, авиационной и космической техники на метановое горючее [1–5], необходимо более глубоко исследовать и изучать особенности тепловых процессов в сжиженном природном газе (СПГ) (в метане), а также в его газообразном состоянии. Для изучения особенностей тепловых процессов газообразного метана были созданы экспериментальные установки и рабочие участки по его естественной и вынужденной конвекции, проведены всесторонние экспериментальные исследования.

В докладе приводятся результаты экспериментальных исследований с газообразным метаном при его естественной конвекции — без влияния и с влиянием магнитных и электростатических полей.

Результаты экспериментальных исследований показали, что [3–16]:

- повышение давления в экспериментальной бомбе способствует увеличению коэффициента теплоотдачи к газообразному метану;
- при повышенных температурах нагрева рабочих участков на металлических поверхностях из нержавеющей стали марки X18H10T появляется слой углеродистого осадка светло-серого цвета и рыхлой структуры;
- скорость осадкообразования в 10 раз меньше, чем в жидких углеводородных горючих и охладителях;
- магнитные поля не влияют на тепловые процессы в газообразном метане;
- электростатические поля, наоборот, оказывают существенное влияние на увеличение коэффициента теплоотдачи и на предотвращение осадкообразования.

Создана экспериментальная база данных о возможностях повышения коэффициента теплоотдачи к газообразному метану при его естественной конвекции — без применения и с применением электростатических полей.

При обработке результатов экспериментальных исследований был разработан алгоритм (и методики) расчета коэффициента теплоотдачи к газообразному метану без влияния и с влиянием электростатических полей, который состоит из следующих пунктов:

1. Анализ термодинамического состояния газообразного метана при его естественной конвекции при различных температурах и давлениях.

2. Расчет температуры рабочей пластины в объеме экспериментальной установки и рабочего участка при различных давлениях.

3. Построение рабочих графиков зависимости температуры от давления при различных плотностях теплового потока — без влияния и с влиянием электростатических полей.

4. Анализ полученных графиков.

5. Разработка формул расчета температуры в зависимости от давления при постоянных плотностях теплового потока — без влияния и с влиянием электростатических полей.

6. Разработка формул расчета коэффициента теплоотдачи в зависимости от давления при постоянных плотностях теплового потока — без влияния и с влиянием электростатических полей.

8. Оценка влияния электростатических полей на тепловые процессы.

9. Сравнение полученных результатов расчета с формулами других авторов.

Данный алгоритм и методики позволят производить расчеты без проведения сложных и дорогостоящих экспериментальных исследований.

Применение данного алгоритма и методики расчета открывает возможность проектирования и создания новых форсунок, каналов, фильтров, баков различных летательных аппаратов повышенных характеристик — без использования электростатических полей и с полями.

Теоретически и экспериментально установлено [3–16], что при прохождении СПГ по каналам системы наружного регенеративного охлаждения жидкостных ракетных двигателей (ЖРД) и ЖРД многократного использования (ЖРДМИ) происходит конверсия сжиженного метана, т. е. он превращается в газообразный метан. Но этот процесс происходит не в полном объеме, т. е. к форсункам горючего в ЖРД и ЖРДМИ поступает двухфазная смесь, состоящая из жидкой и газообразной фаз, из-за чего формируется неустойчивая и опасная работа двигателей.

Авторами доклада разработаны новые конструктивные схемы ЖРД и ЖРДМИ, в которых обеспечивается полная и эффективная предтопливная подготовка углеводородного горючего (метана) без применения и с применением электростатических полей для его сжигания в камере сгорания:

- в газообразном и сжиженном состояниях одновременно;
- в газообразном состоянии.

Доклад сопровождается новыми запатентованными схемами метановых ЖРД и ЖРДМИ.

Литература

- [1] Алемасов В.Е., Дрегалин А.Ф., Тишин А.П. Теория ракетных двигателей / под ред. В.П. Глушко. М.: Машиностроение, 1989. 464 с.
- [2] Бакулин В.Н., Брещенко Е.М., Дубовкин Н.Ф. и др. Газовые топлива и их компоненты. Свойства, получение, применение, экология: справочник. М.: Издат. дом МЭИ, 2009. 614 с.
- [3] Алтунин К.В., Абдуллин М.Р. и др. Исследование тепловых процессов в газообразном метане для создания перспективных двигателей и энергоустановок наземного, воздушного, аэрокосмического и космического базирования // Труды 51-х чтений, посв. разработке научного наследия и развитию идей К.Э. Циолковского. РАН. РАКЦ. Секция 2: Проблемы ракетной и кос-

- мической техники. (Калуга, 20–22 сентября 2016 г.). РАН. РАКЦ. Казань: Изд-во Ка-занского университета, 2017. С. 169–177.
- [4] Алтунин В.А., Алтунин К.В., Абдуллин М.Р., Платонов Е.Н., Яновская М.Л. Некоторые пути развития реактивных двигателей летательных аппаратов // Военмех. Вестник БГТ. 2019. № 55. С. 419–424.
- [5] Алтунин В.А., Алтунин К.В., Алиев И.Н., Абдуллин М.Р., Давлатов Н.Б., Платонов Е.Н., Яновская М.Л. Некоторые пути повышения эффективности жидких и газообразных углеводородных и азотосодержащих горючих для двигателей летательных аппаратов // Тепловые процессы в технике. 2019. Т. 11, № 10. С. 453–479.
- [6] Алтунин В.А., Абдуллин М.Р., Шигапов Р.Р., Зырянов С.П., Яновская М.Л. Результаты экспериментальных исследований тепловых процессов в газообразном метане // Авиакосмические технологии (АКТ – 2019): тез. XX Междунар. науч.-техн. конф. и школы молодых ученых, аспирантов и студентов. Воронеж: Элист, 2019. С. 13–14.
- [7] Алтунин В.А., Абдуллин М.Р., Давлатов Н.Б., Шигапов Р.Р., Яновская М.Л. Исследование возможности интенсификации теплоотдачи к жидким и газообразным углеводородным и азотосодержащим горючим и охладителям // Сб. тез. докл. Всерос. науч.-техн. конф. молодых ученых и специалистов «Авиационные двигатели и силовые установки». Секция 7: Авиационная химмотология (Москва, 28–30 мая 2019 г.). М.: Изд-во ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», 2019. С. 316–317.
- [8] Алтунин В.А., Алтунин К.В., Абдуллин М.Р., Яновская М. Анализ результатов экспериментальных исследований газообразного метана в условиях его естественной конвекции // Тр. 54 Чтений, посв. разработке научного наследия и развитию идей К.Э. Циолковского. Секция 2: Проблемы ракетной и космической техники. (Калуга, 17–18 сентября 2019 г.). РАН. РАКЦ. Казань: Изд-во Казанского ун-та, 2020. С. 83–93.
- [9] Алтунин В.А., Абдуллин М.Р., Яновская М.Л. Особенности тепловых процессов в рубашке охлаждения метанового ЖРД // Тр. 12-й Общерос. молодеж. науч.-технич. конф. «Молодежь. Техника. Космос». (Санкт-Петербург, 23–25 апреля 2020 г.). Т. 1. СПб: БГТУ «ВОЕНМЕХ», 2020. С. 18–20.
- [10] Алтунин В.А., Алтунин К.В., Абдуллин М.Р., Азина Ж.В., Чигарев М.Н., Алиев И.Н., Самедова З.А. Особенности применения электростатических полей в условиях естественной конвекции газообразного метана // Тр. 11-й Всерос. конф. «Необратимые процессы в природе и технике» (Москва, 26–29 января 2021 г.). М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2021. Ч. 2. С. 135–139.
- [11] Алтунин В.А., Алтунин К.В., Абдуллин М.Р., Чигарев М.Р., Алиев И.Н., Яновская М.Л. Экспериментальное исследование тепловых процессов в газообразном метане при его естественной конвекции // Инженерный журнал: наука и инновации. 2021. № 5 (113). DOI: 10.18698/2308-6033-2021-5-2080
- [12] Алтунин В.А., Алтунин К.В., Абдуллин М.Р., Чигарев М.Р., Алиев И.Н., Яновская М.Л. Экспериментальное исследование влияния электростатических полей на тепловые процессы в газообразном метане при его естественной конвекции // Инженерный журнал: наука и инновации. 2021. № 6 (114). DOI: 10.18698/2308-6033-2021-6-2086
- [13] Алтунин В.А., Алтунин К.В., Абдуллин М.Р., Чигарев М.Р., Алиев И.Н., Яновская М.Л. Методики расчета тепловых процессов в условиях естественной конвекции газообразного метана при влиянии электростатических полей // Инженерный журнал: наука и инновации. 2021. № 7 (115). DOI: 10.18698/2308-6033-2021-7-2094
- [14] Абдуллин М.Р., Алтунин К.В., Чигарёв М.Р., Яновская М.Л., Алтунин В.А. (науч. рук.). Исследование возможности разработки конструктивных схем метановых жидкостных ракетных двигателей // 16-е Королёвские чтения: сб. матер. Междунар. молодеж. научн. конф., посв. 60-летию полета в космос Ю.А. Гагарина (5–7 октября 2021 г.). Секция 5: Теория, конструкция, надежность, прочность и технология производства двигателей летательных аппаратов. Самара: Изд-во Самарского ун-та, 2021. Т. 1. С. 189–190.
- [15] Алтунин В.А., Алтунин К.В., Абдуллин М.Р., Чигарёв М.Р., Баданов Н.С., Яновская М.Л. Разработка конструктивных схем метановых жидкостных ракетных двигателей // Матер. докл. 56-х Науч. чтений «Циолковский и прогресс науки и техники в XXI веке». Секция 2: Проблемы ракетной и космической техники. Калуга: Эйдос, 2021. Ч. 1. С. 218–220.

- [16] Алтунин В.А., Алтунин К.В., Абдуллин М.Р., Ефимов Д.Е. Некоторые пути совершенствования двигателей и энергоустановок марки «НК» на жидких и газообразных углеводородных горючих // Тез. докл. 20-й Междунар. конф. «Авиация и космонавтика» (Москва, 22–26 ноября 2021 г.). М.: Перо, 2021. С. 86–88.

Development of a Method for Calculating the Coefficient of Heat Transfer to Gaseous Methane under Conditions of its Natural Convection

Abdullin Mansur Rustamovich

mansur1392@mail.ru

**Kazan National Research Technical University named after A. N. Tupolev — KAI;
Gazhilservis LLC**

On the basis of the results of experimental studies and analysis of scientific and technical literature, an algorithm and a new method for calculating the heat transfer coefficient to gaseous methane under conditions of its natural convection — without the influence and with the influence of electrostatic fields — have been developed. The authors of the report have developed new design schemes for liquid-propellant rocket engines and liquid-rocket engines, which provide complete and efficient pre-fuel preparation of hydrocarbon fuel (methane) without the use and with the use of electrostatic fields for its combustion in the combustion chamber: in gaseous and liquefied states at the same time; in a gaseous state. The report is accompanied by new patented schemes of methane LPRE and microthruster.

Keywords: *methane gas, electrostatic fields, magnetic fields, liquefied natural gas, natural convection*

References

- [1] Alemasov V.E., Dregalin A.F., Tishin A.P. Teoriya raketnykh dvigatelei [Theory of rocket engines]. Edited by V.P. Glushko. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1989, 464 p. (In Russ.).
- [2] Bakulin V.N., Breshchenko E.M., Dubovkin N.F. i dr. Gazovye topliva i ikh komponenty. Svoystva, poluchenie, primeneniye, ekologiya: spravochnik [Gas fuels and their components. Properties, preparation, application, ecology: handbook]. Moscow, Izdat. dom MEI Publ., 2009, 614 p. (In Russ.).
- [3] Altunin K.V., Abdullin M.R. et al. Issledovanie teplovykh protsessov v gazoobraznom metane dlya sozdaniya perspektivnykh dvigatelei i energoustanovok nazemnogo, vozdušnogo, aerokosmicheskogo i kosmicheskogo bazirovaniya [Investigation of thermal processes in methane gas for the creation of promising engines and power plants for ground, air, aerospace and space-based]. Trudy 51-kh chtenii, posv. razrabotke nauchnogo naslediya i razvitiyu idei K.E. Tsiolkovskogo. RAN. RAKTs. Sektsiya 2: Problemy raketnoi i kosmicheskoi tekhniki. (Kaluga, 20–22 sentyabrya 2016 g.). RAN. RAKTs [Proceedings of 51 readings dedicated to the development of scientific heritage and the development of K.E. Tsiolkovsky's ideas. RAS. RACC. Section 2: Problems of rocket and space technology. (Kaluga, September 20–22, 2016). RAS. RACC]. Kazan', izd-vo Ka-zanskogo universiteta Publ., 2017, pp. 169–177. (In Russ.).
- [4] Altunin V.A., Altunin K.V., Abdullin M.R., Platonov E.N., Yanovskaya M.L. Nekotorye puti razvitiya reaktivnykh dvigatelei letatel'nykh apparatov [Some ways of development of jet engines of aircraft]. Voenmekh. Vestnik BGT [Voenmeh. Bulletin of BSTU], 2019, no. 55, pp. 419–424. (In Russ.).
- [5] Altunin V.A., Altunin K.V., Aliev I.N., Abdullin M.R., Davlatov N.B., Platonov E.N., Yanovskaya M.L. Nekotorye puti povysheniya effektivnosti zhidkikh i gazoobraznykh uglevodorodnykh i azoto-soderzhashchikh goryuchikh dlya dvigatelei letatel'nykh apparatov [Some ways to improve the efficiency of liquid and gaseous hydrocarbon and nitrogen-containing fuels for aircraft engines]. Teplovye protsessy v tekhnike [Thermal processes in engineering], 2019, vol. 11, no. 10, pp. 453–479. (In Russ.).

- [6] Altunin V.A., Abdullin M.R., Shigapov R.R., Zyryanov S.P., Yanovskaya M.L. Rezul'taty eksperimental'nykh issledovaniy teplovykh protsessov v gazoobraznom metane [Results of experimental studies of thermal processes in gaseous methane]. Aviakosmicheskie tekhnologii (AKT – 2019): tez. KhKh Mezhdunar. nauch.-tekhn. konf. i shkoly molodykh uchenykh, aspirantov i studentov [Aerospace technologies (ACT – 2019): tez. XX International Scientific-technical conf. and schools of young scientists, postgraduates and students]. Voronezh, Elist Publ., 2019, pp. 13–14. (In Russ.).
- [7] Altunin V.A., Abdullin M.R., Davlatov N.B., Shigapov R.R., Yanovskaya M.L. Issledovanie vozmozhnosti intensivatsii teplootdachi k zhidkim i gazoobraznym uglevodorodnym i azotosoderzhashchim goryuchim i okhladitelyam. Sb. tez. dokl. Vseros. nauch.-tekhn. konf. molodykh uchenykh i spetsialistov "Aviatsionnye dvigateli i silovye ustanovki". Sektsiya 7: Aviatsionnaya khimmotologiya. (Moscow, May 28–30, 2019) Investigation of the possibility of intensification of heat transfer to liquid and gaseous hydrocarbon and nitrogen-containing fuels and coolers. Vseros. nauch.-tech. conf. of young scientists and specialists "Aircraft engines and power plants". Section 7: Aviation Chemmotology. (May 28–30, 2019, Moscow). Moscow, Publishing House of FSUE "CIAM named after P.I. Baranov", 2019. pp. 316–317. (In Russ.).
- [8] Altunin V.A., Altunin K.V., Abdullin M.R., Yanovskaya M. Analiz rezul'tatov eksperimental'nykh issledovaniy gazoobraznogo metana v usloviyakh ego estestvennoi konveksii [Analysis of the results of experimental studies of gaseous methane under conditions of its natural convection]. Tr. 54 Chtenii, posv. razrabotke nauchnogo naslediya i razvitiyu idei K.E. Tsiolkovskogo. Sektsiya 2: Problemy raketnoi i kosmicheskoi tekhniki. (Kaluga, 17–18 sentyabrya 2019 g.). RAN. RAKTS [Tr. 54 Readings, dedicated to the development of scientific heritage and the development of K.E. Tsiolkovsky's ideas. Section 2: Problems of rocket and space technology. (Kaluga, September 17–18, 2019). RAS. RACC]. Kazan', Izd-vo Kazanskogo un-ta Pibl., 2020, pp. 83–93. (In Russ.).
- [9] Altunin V.A., Abdullin M.R., Yanovskaya M.L. Osobennosti teplovykh protsessov v rubashke okhlazhdeniya metanovogo ZhRD [Features of thermal processes in the cooling jacket of a methane LRE]. Tr. 12-i Obshcheros. molodezh. nauch.-tekhnich. konf. "Molodezh". Tekhnika. Kosmos". (St-Peterburg, April 23–25, 2020). Vol. 1. St-Peterburg, BG TU "VOENMEKh" Publ., 2020, pp. 18–20. (In Russ.).
- [10] Altunin V.A., Altunin K.V., Abdullin M.R., Azina Zh.V., Chigarev M.N., Aliev I.N., Samedova Z.A. Osobennosti primeneniya elektrostatcheskikh polei v usloviyakh estestvennoi konveksii gazoobraznogo metana [Features of application of electrostatic fields in conditions of natural convection of gaseous methane]. Tr. 11-i Vseros. konf. "Neobratimye protsessy v prirode i tekhnike" (Moscow, January 26–29, 2021). Moscow, BMSTU Press, 2021, part 2, pp. 135–139. (In Russ.).
- [11] Altunin V.A., Altunin K.V., Abdullin M.R., Chigarev M.R., Aliev I.N., Yanovskaya M.L. Eksperimental'noe issledovanie teplovykh protsessov v gazoobraznom metane pri ego estestvennoi konveksii [Experimental study of thermal processes in gaseous methane during its natural convection]. Inzhenernyi zhurnal: nauka i innovatsii [Engineering Journal: Science and Innovation], 2021, no. 5 (113). DOI: 10.18698/2308-6033-2021-5-2080 (In Russ.).
- [12] Altunin V.A., Altunin K.V., Abdullin M.R., Chigarev M.R., Aliev I.N., Yanovskaya M.L. Eksperimental'noe issledovanie vliyaniya elektrostatcheskikh polei na teplovye protsessy v gazoobraznom metane pri ego estestvennoi konveksii [Experimental study of the effect of electrostatic fields on thermal processes in gaseous methane during its natural convection]. Inzhenernyi zhurnal: nauka i innovatsii [Engineering Journal: Science and Innovation], 2021, no. 6 (114). DOI: 10.18698/2308-6033-2021-6-2086 (In Russ.).
- [13] Altunin V.A., Altunin K.V., Abdullin M.R., Chigarev M.R., Aliev I.N., Yanovskaya M.L. Metodiki rascheta teplovykh protsessov v usloviyakh estestvennoi konveksii gazoobraznogo metana pri vliyaniy elektrostatcheskikh polei [Methods for calculating thermal processes under conditions of natural convection of gaseous methane under the influence of electrostatic fields]. Inzhenernyi zhurnal: nauka i innovatsii [Engineering Journal: Science and Innovation], 2021, no. 7 (115). DOI: 10.18698/2308-6033-2021-7-2094 (In Russ.).
- [14] Abdullin M.R., Altunin K.V., Chigarev M.R., Yanovskaya M.L., Altunin V.A. (nauch. ruk.). Issledovanie vozmozhnosti razrabotki konstruktivnykh skhem metanovykh zhidkostnykh raketnykh dvigatelei [Investigation of the possibility of developing constructive schemes of methane liquid rocket

- engines]. 16-e Korolevskie chteniya: sb. mater. Mezhdunar. molodezh. nauchn. konf., posv. 60-letiyu poleta v kosmos Yu.A. Gagarina (5–7 oktyabrya 2021 g.). Sektsiya 5: Teoriya, konstruktsiya, nadezhnost', prochnost' i tekhnologiya proizvodstva dvigatelei letatel'nykh apparatov [16th Royal Readings: sat. mater. International youth. scientific conference dedicated to the 60th anniversary of Yuri Gagarin's space flight (October 5-7, 2021). Section 5: Theory, design, reliability, strength and technology of aircraft engines production]. Samara, Izd-vo Samarskogo un-ta Publ., 2021, vol. 1, pp. 189–190. (In Russ.).
- [15] Altunin V.A., Altunin K.V., Abdullin M.R., Chigarev M.R., Badanov N.S., Yanovskaya M.L. Razrabotka konstruktivnykh skhem metanovykh zhidkostnykh raketnykh dvigatelei [Development of constructive schemes of methane liquid rocket engines]. Mater. dokl. 56-kh Nauch. chtenii "Tsiolkovskii i progress nauki i tekhniki v XXI veke". Sektsiya 2: Problemy raketnoi i kosmicheskoi tekhniki [Mater. dokl. 56 Scientific readings "Tsiolkovsky and the progress of science and technology in the XXI century". Section 2: Problems of rocket and space technology]. Kaluga, Eidos Publ., 2021, part 1, pp. 218–220. (In Russ.).
- [16] Altunin V.A., Altunin K.V., Abdullin M.R., Efimov D.E. Nekotorye puti sovershenstvovaniya dvigatelei i energoustanovok marki «NK» na zhidkikh i gazoobraznykh uglevodorodnykh goryuchikh [Some ways of improving engines and power plants of the NK brand on liquid and gaseous hydrocarbon fuels]. Tez. dokl. 20-i Mezhdunar. konf. "Aviatsiya i kosmonavtika" (Moscow, November 22–26, 2021). Moscow, Pero Publ., 2021, pp. 86–88. (In Russ.).

УДК 629.7.036

Анализ тепловых процессов в жидких углеводородных горючих и охладителях двигателей летательных аппаратов

Алтунин Виталий Алексеевич
КНИТУ-КАИ

altspacevi@yahoo.com

На основе результатов экспериментальных исследований и анализа научно-технической литературы показаны особенности тепловых процессов в двигателях летательных аппаратов на жидких углеводородных горючих и охладителях. Выполнен анализ аномальных тепловых процессов в системах топливоподдачи и охлаждения двигателей летательных аппаратов. Увеличение коэффициента теплоотдачи в 2–3 раза в зоне критических давлений происходит из-за теплофизических свойств жидких углеводородных горючих и охладителей в зоне их критических давлений. Это положительный эффект, его можно использовать при создании новых двигателей и их рубашек охлаждения.

Ключевые слова: углеводородные горючие, углеводородные охладители, система топливоподдачи, осадкообразование, зона критических давлений

На основе результатов экспериментальных исследований и анализа научно-технической литературы показаны особенности тепловых процессов в двигателях летательных аппаратов на жидких углеводородных горючих и охладителях.

В докладе проводится анализ аномальных тепловых процессов в системах топливоподдачи и охлаждения двигателей летательных аппаратов (ЛА).

Экспериментально установлено, что в жидких углеводородных горючих (УВГ) и охладителях (УВО) происходят следующие аномальные тепловые процессы:

- а) увеличение коэффициента теплоотдачи в 2–3 раза в зоне критических давлений;
- б) возникновение термоакустических автоколебаний (ТААК) давления;
- в) процесс осадкообразования.

Увеличение коэффициента теплоотдачи в 2–3 раза в зоне критических давлений происходит из-за теплофизических свойств (ТФС) жидких УВГ и УВО в зоне их критических давлений. Это положительный эффект, его можно использовать при создании новых двигателей и их рубашек охлаждения.

ТААК давления возникают, как правило, в рубашках охлаждения жидкостных ракетных двигателей (ЖРД) в области критического сечения сопла. Этот процесс увеличивает коэффициент теплоотдачи на 40 % (это положительный эффект), создает локально-чередующиеся зоны перегревов и прогаров каналов рубашки охлаждения (это негативный эффект), циклично откалывает (удаляет) слой твердого углеродистого осадка (это положительный эффект) с дальнейшим засорением каналов осколками осадкообразования (это негативный эффект).

Процесс осадкообразования — это негативный эффект, так как способствует уменьшению тяги двигателя (при частичной закоксованности каналов и форсунок), способствует полной потере тяги (при полной закоксованности всех форсунок).

В воздушно-реактивных двигателях (ВРД) частичное закоксовывание даже только одной форсунки приводит к нерасчетному струйному распылу жидкого УВГ, к прогару жаровой трубы. Осадкообразование в системе управления ВРД приводит к заклиниванию подвижных деталей, к неуправляемости и разному двигателю. Данные процессы являются негативными и могут привести к разрушению летательного аппарата (ЛА).

В докладе показаны новые способы борьбы с ТААК давления, с осадкообразованием в ВРД, ЖРД и других двигателях, энергоустановках и техносистемах одно- и многократного использования наземного, воздушного, аэрокосмического и космического базирования.

На основе результатов исследования разработаны и запатентованы новые способы борьбы с ТААК давления и осадкообразованием.

Доклад сопровождается новыми и запатентованными конструктивными схемами каналов, форсунок, фильтров, ЖРД, ВРД и их систем контроля.

Применение материалов доклада будет способствовать созданию новой отечественной авиационно-космической техники повышенных характеристик по ресурсу, надежности, безопасности, выживаемости, экономичности, эффективности и экологичности.

Литература

- [1] Алемасов В.Е., Дрегалин А.Ф., Тишин А.П. Теория ракетных двигателей / под ред. В.П. Глушко. М.: Машиностроение, 1989. 464 с.
- [2] Алтунин В.А. Памяти академика В.Е. Алемасова — посвящается // Тр. 53-х науч. Чтений, посв. памяти К.Э. Циолковского (Калуга, 18–19 сентября 2018 г.). Казань: Изд-во Казанского ун-та, 2019. С. 5–22.
- [3] Алтунин В.А., Алтунин К.В., Абдуллин М.Р., Платонов Е.Н., Яновская М.Л. Некоторые пути развития реактивных двигателей летательных аппаратов // Военмех. Вестник БГТУ. 2019. № 55. С. 419–424.
- [4] Алтунин В.А., Алтунин К.В., Алиев И.Н., Платонов Е.Н., Коханова С.Я., Яновская М.Л. Разработка способов борьбы с термоакустическими автоколебаниями давления в топливно-охлаждающих каналах двигателей и энергоустановок летательных аппаратов наземного, воздушного, аэрокосмического и космического применения // Известия вузов. Машиностроение. 2017. № 10 (691). С. 77–90.

Analysis of Thermal Processes in Liquid Hydrocarbon Fuels and Refrigerants Aircraft Engines

Altunin Vitaly Alekseevich

altspacevi@yahoo.com

Kazan National Research Technical University named after A. N. Tupolev — KAI

Based on the results of experimental studies and analysis of scientific and technical literature, the features of thermal processes in aircraft engines on liquid hydrocarbon fuels and coolers are shown. The report analyzes anomalous thermal processes in the systems of fuel supply and cooling of aircraft engines. An increase in the heat transfer coefficient by a factor of 2–3 in the zone of critical pressures occurs due to the thermophysical properties (TPP) of liquid hydrocarbon gases and UVR in the zone of their critical pressures. This is a positive effect and can be used to create new engines and their cooling jackets.

Keywords: liquid hydrocarbon fuels, liquid hydrocarbon coolers, zone of critical pressures, thermal processes

References

- [1] Alemasov V.E., Dregalin A.F., Tishin A.P. Teoriya raketnykh dvigatelei [Theory of rocket engines]. Edited by V.P. Glushko. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1989, 464 p. (In Russ.).
- [2] Altunin V.A. Pamyati akademika V.E. Alemasova — posvyashchaetsya [To the memory of Academician V.E. Alemasov — dedicated]. Proceedings of 53 scientific readings, dedicated to memory of K.E. Tsiolkovskiy (Kaluga, September 18–19, 2018). Kazan', Izd-vo Kazanskogo un-ta Publ., 2019, pp. 5–22. (In Russ.).
- [3] Altunin V.A., Altunin K.V., Abdullin M.R., Platonov E.N., Yanovskaya M.L. Nekotorye puti razvitiya reaktivnykh dvigatelei letatel'nykh apparatov [Some ways of development of jet engines of aircraft]. Voenmekh. Vestnik BGTU [Voenmeh. Bulletin of BSTU], 2019, no. 55, pp. 419–424. (In Russ.).
- [4] Altunin V.A., Altunin K.V., Aliev I.N., Platonov E.N., Kokhanova S.Ya., Yanovskaya M.L. Razrabotka sposobov bor'by s termoakusticheskimi avtokolebaniyami davleniya v toplivno-okhlazhdayushchikh kanalakh dvigatelei i energoustanovok letatel'nykh apparatov nazemnogo, vozdušnogo, aerokosmicheskogo i kosmicheskogo primeneniya [Development of methods for combating thermoacoustic self-pressure fluctuations in fuel-cooling channels of engines and power plants of aircraft for ground, air, aerospace and space applications]. Izvestiya vuzov. Mashinostroenie [News of universities. Mechanical engineering], 2017, no. 10 (691), pp. 77–90. (In Russ.).

УДК 621.454.3

Влияние формы заряда твердого топлива на осаждение конденсированной фазы

Беляева Анастасия Сергеевна

beliaeva_as@voenmeh.ru

БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова

Яковчук Михаил Сергеевич

Mihailyakovchuk@gmail.com

БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова

Брыков Никита Александрович

BrykovNA@yandex.ru

БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова

Тетерина Ирина Владимировна

teterina_iv@voenmeh.ru

БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова

В ракетных двигателях твердого топлива используются рабочие тела, содержащие помимо газовой фазы жидкие и твердые частицы. Это приводит к возникновению течений продуктов сгорания с частичками металла, оттекающих от поверхности твердого топлива. В работе рассматривается обтекание поворотного управляющего сопла ракетного двигателя потоком продуктов сгорания, содержащим частицы конденсированной фазы. Траектории твердых частиц рассчитываются в известном поле течения. Получена зависимость осаждения конденсированной фазы на стенки соплового блока при различных углах поворота сопла для разных форм каналов заряда. Сделаны выводы о влиянии формы заряда твердого топлива на осаждение конденсированной фазы.

Ключевые слова: поворотное управляющее сопло, частицы, твердое топливо, конденсированная фаза

Смесь твердых частиц различных форм и размеров с жидкостью или газом широко применяются в ракетных двигателях твердого топлива (РДТТ) различного типа и назначения [1]. Использование металлосодержащих топлив в конструкциях со сложной геометрией, таких как проточный тракт РДТТ, может приводить к нарушению работоспособности двигателя [2]. Связано это с осаждением частиц конденсированной фазы на ограничивающие поверхности, что приводит к интенсивной эрозии соплового блока, дополнительным потерям удельного импульса, увеличению уноса массы теплозащитного материала [3]. В настоящее время все эти проблемы, связанные с двухфазным потоком, до сих пор решаются и остаются актуальными.

В данной работе рассматривается численное моделирование обтекания поворотного управляющего сопла с передним центром качания потоком продуктов сгорания, содержащим частицы конденсированной фазы. Сравниваются результаты расчета траекторий частиц и влияние их размеров на осаждение на внутренние поверхности камеры сгорания (КС) и соплового блока при истечении продуктов сгорания из цилиндрического и щелевого каналов.

Решение задачи выполняется средствами программного обеспечения ANSYS. Для построения сетки был использован модуль ANSYS ICEM CFD [4]. В данной работе была исследована применимость разных типов сеток по форме ячейки: одна сеточная модель имела блочную структуру и состояла только из плоских прямоугольников, другая сетка имела блочную структуру лишь в частях с неподвижной

геометрией, а в области изменения геометрии была неструктурирована и состояла из треугольных элементов.

В качестве граничных условий для задачи были заданы температура и массовый расход на входной границе; на выходной границе были заданы атмосферное давление и температура окружающего воздуха. Расчеты проводились на основе осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье — Стокса, для замыкания которых применяется $k-\varepsilon$ -модель турбулентности с пристеночными функциями. В качестве рабочей среды выбран воздух со свойствами совершенного газа.

Траектории частиц рассчитывались в известном (вычисленном заранее) поле течения газа. Воспламенение и горение металлов происходят уже в потоке газов, оттекающих от поверхности твердого топлива. Каждая индивидуальная частица определяется своими геометрическими и физическими параметрами. В данной работе были рассмотрены частицы трех разных размеров.

В работе рассчитаны траектории частиц и влияние их размеров на осаждение на внутренние поверхности КС и соплового блока при истечении продуктов сгорания из цилиндрического и щелевого каналов. Получены данные о количестве осевших частиц (в %) при различных углах поворота сопла для разных форм каналов заряда. По полученным результатам можно сделать следующие выводы.

1. За счет инерционных свойств более крупных частиц они осаждаются на стенки соплового блока. Мелкие частицы, в основном, уносятся потоком.
2. Инерционное выпадение частиц чаще всего приходится на лобовую поверхность утопленного сопла, поэтому при проектировании двигателя этой области необходимо уделять большее внимание.
3. При использовании более сложной формы канала заряда твердого топлива осаждение частиц сильно увеличивается. Если в случае щелевого канала при отклонении сопла на 0° осело 15 % тяжелых частиц от общего количества, то такой же процент тяжелых частиц в случае цилиндрического канала осел на стенки соплового блока только при повороте на 6° .

В заключение отметим, что поворот сопла интенсифицирует процессы переноса и осаждения частиц на наветренной части сопла. Полученные данные помогут прогнозировать движение k -фазы в канале заряда твердого топлива и ее осаждение на лобовую поверхность сопла. Поскольку сопло является самым теплонпряженным элементом, данная информация будет крайне полезна при проектировании сопловых блоков.

*Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда
№ 21-79-00100.*

Литература

- [1] Волков К.Н., Емельянов В.Н., Тетерина И.В., Яковчук М.С. Газовые течения в соплах энергоустановок. М.: ФИЗМАТЛИТ, 2017. 326 с.
- [2] Волков К.Н., Емельянов В.Н. Течение газа с частицами. М.: ФИЗМАТЛИТ, 2013. 360 с.
- [3] Черный Г.Г. Газовая динамика. М.: Наука. Гл. ред. физ.-мат. лит., 1988. 424 с.
- [4] Денисов М.А. Компьютерное проектирование. ANSYS. Екатеринбург: Изд-во Уральского ун-та, 2014. 77 с.

The Influence of the Solid Fuel Charge Form on the Deposition of the Condensed Phase

Beliaeva Anastasiia Sergeevna

beliaeva_as@voenmeh.ru

BSTU "VOENMEH" named after D.F. Ustinov

Yakovchuk Mikhail Sergeevich

Mihailyakovchuk@gmail.com

BSTU "VOENMEH" named after D.F. Ustinov

Brykov Nikita Aleksandrovic

BrykovNA@yandex.ru

BSTU "VOENMEH" named after D.F. Ustinov

Teterina Irina Vladimirovna

teterina_iv@voenmeh.ru

BSTU "VOENMEH" named after D.F. Ustinov

Solid fuel rocket engines use working bodies containing liquid and solid particles in addition to the gas phase. This leads to the occurrence of combustion products flows with metal particles flowing away from the surface of solid fuel. The paper considers the flow around the rotary control nozzle of the rocket engines with a flow of combustion products containing condensed phase particles. The trajectories of solid particles are calculated in a known fluid flow field. The dependence of the deposition of the condensed phase on the walls of the nozzle block at different angles of rotation of the nozzle for different forms of charge channels is obtained. Conclusions are drawn about the influence of the solid fuel charge form on the deposition of the condensed phase.

Keywords: rotary control nozzle, particles, Condensed phase, solid fuel

*The study was supported by a grant from the Russian Science Foundation
No. 21-79-00100.*

References

- [1] Volkov K.N., Emel'yanov V.N., Teterina I.V., Yakovchuk M.S. Gazovye techeniya v soplakh energoustanovok [Gas flows in nozzles of power plants. Moscow, FIZMATLIT Publ., 2017, 326 p. (In Russ.).
- [2] Volkov K.N., Emel'yanov V.N. Techenie gaza s chastitsami [Flow of gas with particles]. Moscow, FIZMATLIT Publ., 2013, 360 p. (In Russ.).
- [3] Chernyi G.G. Gazovaya dinamika [Gas dynamics]. Moscow, Nauka. Gl. red. fiz.-mat. lit. Publ., 1988, 424 p. (In Russ.).
- [4] Denisov M.A. Komp'yuternoe proektirovanie. ANSYS [Computer-aided design. ANSYS]. Yekaterinburg, Ural University Publishing House, 2014, 77 p. (In Russ.).

УДК 53.01

Закон Гука — Ньютона — Кулона и его применение в аэрокосмической технике

Иванов Михаил Яковлевич

mikhivan@yandex.ru

ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова»

Рассмотрены основные особенности унифицированного закона Гука — Ньютона — Кулона и его применение в аэрокосмической технике. Закон позволяет моделировать процессы с учетом эффектов близкого и дальнего силового взаимодействия. В частности, на основе представленного закона единым способом описываются стационарные гравитационные, электростатические, сильные и слабые силовые поля. Закон позволяет разрешить все основные парадоксы гравитации Ньютона. Основное внимание в работе уделено конкретным примерам применения унифицированного закона Гука — Ньютона — Кулона в аэрокосмической технике. В частности, приведены полная система уравнений сохранения и примеры моделирования тепловых процессов с учетом излучения в высокотемпературных двигателях и в задачах внешней аэродинамики при посадке космических аппаратов.

Ключевые слова: электромагнитное поле, гравитационное поле, единый закон взаимодействия, аэрокосмическая отрасль

Рассмотрены основные особенности унифицированного закона Гука — Ньютона — Кулона и его применение в аэрокосмической технике. Закон позволяет моделировать процессы с учетом эффектов близкого и дальнего силового взаимодействия. В частности, на основе представленного закона единым способом описываются стационарные гравитационные, электростатические, сильные и слабые силовые поля. Закон позволяет разрешить все основные парадоксы гравитации Ньютона [1–3].

Следует подчеркнуть, что основная проблема современной физики и техники состоит в несовместимости моделирования процессов на больших (галактических) расстояниях и на предельно малых расстояниях — масштабах ядер, атомов и молекул, на которых явления моделируются в рамках квантовой физики. Получившая широкое признание общая теория относительности для гравитации, как хорошо известно, находится в противоречии с квантово-механическим описанием элементарных частиц [4].

В плане выхода из сложившейся ситуации настоящая работа рассматривает унифицированную математическую формулировку основных законов классической физики на любых масштабах, а именно знаменитых законов Гука, Ньютона и Кулона. Эта формулировка представлена единым квазилинейным дифференциальным уравнением Пуассона для потенциала силового поля ϕ вида

$$D^2 \Delta \phi = 2sh\phi.$$

Здесь величина D представляет собой радиус экранирования Дебая — Гюккеля.

Показано, что классическая гравитация — это остаточное кулоновское взаимодействие сосредоточенной в узлах барионной материи (вне радиусов экранирования), потенциал которого описывается квазилинейным уравнением Пуассона с нулевыми внешними граничными условиями. Основным принципом представленной работы служит предельно малое отличие в распределении потенциалов около «точечных» электрических зарядов в центре протона и электрона. При этом гравитационный процесс описывается взаимным действием остаточного кулоновского потенциала и гра-

диентом давления в зонах экранирования, определяемым с применением классических законов Вина, Больцмана и де Бройля (а также методов размерности).

Основное внимание в работе уделено конкретным примерам применения унифицированного закона Гука — Ньютона — Кулона в аэрокосмической технике. В частности, приведена полная система уравнений сохранения для задач газодинамики и получены их обобщенные решения. Представлены примеры моделирования тепловых процессов с учетом излучения в высокотемпературных двигателях и в задачах внешней аэродинамики при посадке космических аппаратов.

В работе также приведены точные решения системы уравнений динамики гравитирующей сплошной среды при наличии собственного давления и не нулевом значении плотности на бесконечности ρ_0 . Присутствие давления в уравнениях сплошной среды обеспечивает моделирование эффектов близкодействия. Полученные решения описывают захват черной дырой окружающей материи и распространение космических струй из центра активных квазаров и галактик. Ввод в рассмотрение дополнительной характерной величины плотности ρ_0 позволяет с помощью методов теории размерности на основе двух известных размерных параметров — гравитационной постоянной G и плотности ρ_0 определить значения гравитационной частоты и периода, а также линейный размер Вселенной.

Работа демонстрирует возможность явного учета гравитационных эффектов дальнего действия путем рассмотрения наличия собственного заряда среды. При этом мы фактически следуем истории развития кинетической теории материи, а именно процедуре перехода от уравнения Больцмана Л., которое описывает эффекты близкодействия (с помощью «столкновительного» члена), к кинетическому уравнению Власова А.А. Власовым в 1938 году была предложена модель объединения близко и дальнедействующих эффектов в рамках кинетической теории заряженной материи. Кинетическая модель объединения близко и дальнедействующих взаимодействий в настоящее время активно продолжает разрабатываться.

Литература

- [1] Иванов М.Я. Унифицированный закон Гука — Ньютона — Кулона для силовых полей и материалов // Электромагнитное поле и материалы: тр. XXIX международной конференции. М.: Изд-во МЭИ, 2021.
- [2] Иванов М.Я., Терентьева Л.В. Интегралы уравнений гравитирующей среды при наличии собственного давления и заряда // Прикладная математика и механика. Российская академия наук. (В печати).
- [3] Ivanov M.Ja. Physics of Entropy Growth and Thermal Radiations. Physics of Entropy, Radiation and Gravitating Matter with Examples of General and Analytical Solutions. 2021. Pp. 2–9. DOI: 10.9734/bpi/mono/978-93-91312-86-2
- [4] Kaku Michio. The God Equation: The Quest for a Theory of Everything. New York: Doubleday, 2021.

Hooke — Newton — Coulomb Law and Its Application in Aerospace Engineering

Ivanov Mikhail Jakovlevich

mikhivan@yandex.ru

Central Institute of Aviation Motors

The main features of the unified Hooke — Newton — Coulomb law and its application in aerospace engineering are considered. The law makes it possible to model processes taking into account the effects of near and far force interaction. In particular, based on the presented law, stationary gravitational, electrostatic, strong and weak force fields are described in a single way. The law allows us to resolve all the basic paradoxes of Newton's gravity. The main attention is paid to specific examples of the application of the unified Hooke — Newton— Coulomb law in aerospace engineering. In particular, a complete system of conservation equations and examples of modeling thermal processes taking into account radiation in high-temperature engines and in problems of external aerodynamics during spacecraft landing are given.

Keywords: aerospace engineering, gravitational field, unified law of interaction, electromagnetic field

References

- [1] Ivanov M.Ya. Unifitsirovanny zakon Guka — N'yutona — Kulona dlya silovykh poley i materialov [Unified Hooke-Newton-Coulomb law for force fields and materials]. Elektromagnitnoe pole i materialy: tr. XXIX mezhdunarodnoy konferentsii [Electromagnetic field and materials]: proceedings of the XXIX International Conference], Moscow, MEI Publ., 2021. (In Russ.).
- [2] Ivanov M.Ya., Terent'eva L.V. Integraly uravneniy gravitiruyushchey sredy pri nalichii sobstvennogo davleniya i zaryada [Integrals of equations of a gravitating medium in the presence of its own pressure and charge]. Prikladnaya matematika i mekhanika Rossiyskaya akademiya nauk [Journal of Applied Mathematics and Mechanics Russian Academy of Sciences], (in print). (In Russ.).
- [3] Ivanov M.Ja. Physics of Entropy Growth and Thermal Radiations. Physics of Entropy, Radiation and Gravitating Matter with Examples of General and Analytical Solutions, 2021, pp. 2–9. DOI: 10.9734/bpi/mono/978-93-91312-86-2
- [4] Kaku Michio. The God Equation: The Quest for a Theory of Everything. New York, Doubleday, 2021.

УДК 53.043

Численное и физическое моделирование аномальной интенсификации отрывного течения и теплообмена в одно- и многорядных наклонных канавках с полусферическими законцовками на стенке узкого канала и на пластине. Новые результаты

Исаев Сергей Александрович

isaev3612@yandex.ru

Санкт-Петербургский государственный университет гражданской авиации

Леонтьев Александр Иванович

leontiev@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Осуществляется решение актуальной проблемы создания энергоэффективных структурированных поверхностей. Приведен краткий генезис открытия аномальной интенсифи-

кации отрывного течения и теплообмена в наклонных канавках на стенке узкого канала и на пластине, а также ускорения потока в структурированных лунками узких каналах. Представлено экспериментальное обоснование открытия на аэродинамических стендах в Москве и Казани.

Ключевые слова: вихревая интенсификация, структурированные поверхности, наклонные канавки-лунки, эксперимент

Актуальная проблематика — структурированные лунками поверхности. Интенсификация теплообмена является одной из актуальных областей развития современной теплофизики, причем одним из перспективных разделов конструирования энергоэффективных устройств являются технологии облуненных поверхностей. Интерес к рельефам из упорядоченных лунок связан с возможностью обеспечить преобладающий рост теплоотдачи от омываемой стенки по сравнению с ростом гидравлических потерь. Анализ применения луночных технологий показывает, что в большинстве случаев используются рельефы из сферических лунок. Такие лунки довольно давно рассматриваются как поверхностные вихревые генераторы, вносящие определяющий вклад в интенсификацию теплообмена на облуненных стенках. Поиск эффективных вихревых генераторов привел к разработке овальных лунок, наклоненных под углом θ к набегающему потоку [1]. Такие лунки состоят из двух половин сферической лунки диаметра d , разнесенных с помощью цилиндрической вставки длиной L . Угол наклона часто выбирался равным 45° поскольку в глубоких сферических лунках формируется ориентированная под таким углом смерчеобразная вихревая структура.

Интенсификация ламинарного отрывного течения воздуха и теплообмена на стабилизированном участке узкого канала с однорядными наклонными ОТЛ на нагретой стенке рассматривается в [2]. Обнаружено, что для $Re = 1000$ в периодической секции плоскопараллельного канала с размерами $4 \times 1 \times 6$ при расположении на нижней стенке ориентированной под углом 45° к воздушному потоку ОТЛ длиной 4,5 и шириной 1 при изменении глубины лунки в диапазоне 0,25...0,375 максимальная скорость в ядре потока возрастает в полтора раза по сравнению с максимальной скоростью потока в плоскопараллельном гладком канале. Установлено, что причина интенсификации ламинарного отрывного и вторичного течения в наклонной ОТЛ заключается в резком перепаде статического давления (максимум порядка 0,34 и минимум порядка $-0,14$ при $\Delta = 0,3125$) на исключительно малом расстоянии между центрами зон высокого и низкого давления во входной части лунки.

Краткий генезис открытия. Цикл недавних численных исследований [3, 4] связан с открытием явления аномальной интенсификации отрывного турбулентного течения воздуха и теплообмена при $Re = 10^4$ на стабилизированном участке узкого канала высотой 1 с нанесенными на нижнюю нагретую стенку однорядными наклонными ОТЛ шириной 1,05 и длиной 7,05. При ширине канала 7 и шаге между лунками 6, угле наклона 45° и глубине 0,3 лунки в отрывной зоне в срединном сечении наблюдается четырехкратное увеличение абсолютной величины максимального относительного трения и почти пятикратный рост относительной теплоотдачи (по отношению к параметрам в плоскопараллельном канале). Максимальная абсолютная величина скорости вторичного (поперечного) течения оказывается одного порядка величины максимальной скорости потока в плоскопараллельном канале. Аномальная интенсификация отрывного турбулентного течения и теплообмена обуславливается растущим с уплотнением лунок перепадом статического давления между близкими зонами высокого (доходит до величины порядка 0,6) и низкого давления (полученная

минимальная величина $-0,6$), возникающих при торможении входящего в лунку потока на наветренном склоне и в месте зарождения торнадоподобного вихря на входном подветренном сферическом сегменте.

Экспериментальное подтверждение открытия на экспериментальных стендах в Москве и Казани (измерение и расчет перепада давления в одиночной ОТЛ на пластине в турбулентном пограничном слое при варьировании углом наклона θ от 0 до 90° , измерение и расчет поля скорости в узком канале с двухрядными пакетами из 26 наклонных ОТЛ в каждом ряду).

Полученные экспериментальные распределения C_p дают наглядное представление о влиянии угла наклона на структуру внутреннего течения в ОТЛ, в частности, указывают на диапазон $25^\circ < \theta < 85^\circ$, в котором головное скругление ОТЛ содержит характерную двойную конфигурацию из локализованных зон экстремумов давления противоположного знака (это соответствует режимам «работающей» ОТЛ). Главное достижение экспериментов НИИ механики МГУ — это подтверждение существования больших перепадов статического давления между зонами торможения потока на наветренном склоне наклонной лунки и разрежения на входе в лунку в месте генерации смерчобразного вихря, распространяющегося вдоль траншеи.

Эксперимент в облуненном канале на установке в КазНЦ РАН был нацелен на подтверждение явления ускорения в ядре потока с заметным превышением максимальной скорости по сравнению с максимумом скорости в плоскопараллельном канале с гладкими стенками. Установлено, что в формирующемся в конце облуненном канале над входом в лунки имеет место выраженная область повышенной скорости на координате y порядка $10...15\%$ высоты канала. Расчетные профили для ламинарного и турбулентного потоков в канале вполне удовлетворительно согласуются с экспериментальными при рассмотренных углах наклона лунок. На продольной полосе канала над однорядным ансамблем лунок формируется сдвиговое течение с максимумом скорости над входом в лунки. Этот максимум заметно превышает максимум скорости в плоскопараллельном канале и таким образом подтверждает обнаруженное численно явление ускорения потока в облуненном канале.

В КНИТУ-КАИ акцент в экспериментальных исследованиях делался не только на овално-траншейных, но и на овално-дуговых лунках, которые были запатентованы. Прирост теплоотдачи Nu/Nu_0 по результатам численного исследования составляет 1,54 раза, а согласно экспериментальным данным — 1,55 раза. Прирост гидравлического сопротивления ξ/ξ_0 по результатам численного исследования составляет 1,39 раза, а согласно экспериментальным данным — 1,4 раза.

*Исследование выполнено за счет грантов Российского научного фонда
(проект РНФ № 19-19-00259 (численные и физические исследования)
и Российского фонда фундаментальных исследований
(проект РФФИ № 21-58-52013 (методические расчеты)).*

Литература

- [1] Isaev S.A., Schelchkov A.V., Leontiev A.I., Gortyshev Yu.F., Baranov P.A., Popov I.A. Tornado-like heat transfer enhancement in the narrow plane-parallel channel with the oval-trench dimple of fixed depth and spot area // Int J Heat and Mass Transfer. 2017. Vol. 109. Pp. 40–62.
- [2] Isaev S.A., Leontiev A.I., Milman O.O., Popov I.A., Sudakov A.G. Influence of the depth of single-row oval-trench dimples inclined to laminar air flow on heat transfer enhancement in a narrow micro-channel // Int J Heat and Mass Transfer. 2019. Vol. 134. Pp. 338–358.

- [3] Isaev S., Gritckevich M., Leontiev A., Popov I. Abnormal enhancement of separated turbulent air flow and heat transfer in inclined single-row oval-trench dimples at the narrow channel wall // Acta Astronautica. 2019. Vol. 163, part A. Pp. 202–207.
- [4] Isaev S.A., Gritckevich M.S., Leontiev A.I., Milman O.O., Nikushchenko D.V. Vortex enhancement of heat transfer and flow in the narrow channel with a dense packing of inclined one-row oval-trench dimples // Int J Heat and Mass Transfer. 2019. Vol. 145 (118737). Pp. 1–13.

Numerical and Physical Modeling of Anomalous Intensification of Separated Flow and Heat Transfer in Single and Multi-Row Inclined Grooves with Hemispherical Tips on the Wall of a Narrow Channel and on a Plate. New Results

Isaev Sergey Aleksandrovich

isaev3612@yandex.ru

Saint-Petersburg State University of Civil Aviation

The urgent problem of creating energy-efficient surfaces structured by inclined grooves is being solved. A brief genesis of the discovery of anomalous intensification of separated flow and heat transfer in inclined grooves with hemispherical tips on the wall of a narrow channel and on a plate, as well as flow acceleration in irradiated narrow channels, is presented. An experimental substantiation of the discovery at the stands in Moscow and Kazan is given.

Keywords: *Inclined grooves, Vortex heat enhancement, numerical simulation, Physical measurements*

The research was carried out with partial financial support from the Russian Foundation for Basic Research under 21-58-52013 (structure management), as well as project no. 19-19-00259 (testing) of the Russian Science Foundation.

References

- [1] Isaev S.A., Schelchikov A.V., Leontiev A.I., Gortyshov Yu.F., Baranov P.A., Popov I.A. Tornado-like heat transfer enhancement in the narrow plane-parallel channel with the oval-trench dimple of fixed depth and spot area. Int J Heat and Mass Transfer, 2017, vol. 109, pp. 40–62.
- [2] Isaev S.A., Leontiev A.I., Milman O.O., Popov I.A., Sudakov A.G. Influence of the depth of single-row oval-trench dimples inclined to laminar air flow on heat transfer enhancement in a narrow micro-channel. Int J Heat and Mass Transfer, 2019, vol. 134, pp. 338–358.
- [3] Isaev S., Gritckevich M., Leontiev A., Popov I. Abnormal enhancement of separated turbulent air flow and heat transfer in inclined single-row oval-trench dimples at the narrow channel wall. Acta Astronautica, 2019, vol. 163, part A, pp. 202–207.
- [4] Isaev S.A., Gritckevich M.S., Leontiev A.I., Milman O.O., Nikushchenko D.V. Vortex enhancement of heat transfer and flow in the narrow channel with a dense packing of inclined one-row oval-trench dimples. Int J Heat and Mass Transfer, 2019, vol. 145 (118737), pp. 1–13.

УДК 533.6.011

Горение керосина в потоке с числом Маха $M \leq 2$ под действием газодинамических импульсов

Калинина Анна Павловна
ИТПМ СО РАН

kalinina@itam.nsc.ru

Замураев Владимир Павлович
ИТПМ СО РАН

zamuraev@itam.nsc.ru

Численно изучается горение керосина при числе Маха потока $M \leq 2$ в расширяющемся канале. Для воспламенения, подаваемого через осевой инжектор топлива и поддержки его горения, применяется дросселирование потока с помощью боковой струи сжатого воздуха. Решаются осредненные по Рейнольдсу уравнения Навье — Стокса, замыкаемые $(k-\varepsilon)$ моделью турбулентности. Горение топлива моделировалось с помощью одной реакции. Исследована возможность формирования околосвукового течения при разной длине секции постоянного сечения канала. Получена циклограмма газодинамических импульсов, применяемых для создания этого режима.

Ключевые слова: сверхзвуковой поток, околосвуковой режим, дросселирование потока, горение керосина

Введение

Исследование фундаментальной проблемы горения в сверхзвуковом потоке вызывает большой интерес, особенно при формировании околосвукового или сверхзвукового режима [1–4]. Последнее обстоятельство связано с необходимостью минимизации потерь полного давления. Для течения в каналах можно отметить два способа решения проблемы: использование детонации [1] и дросселирование потока газодинамическими импульсами, вызывающими воспламенение топлива [2, 3]. Диапазон чисел Маха невозмущенного сверхзвукового потока в данных исследованиях достаточно широк, при этом нижняя граница во многом определяется условиями существования псевдоскачкового режима [4]. Данное исследование посвящено численному моделированию формирования околосвукового потока при горении в сверхзвуковом потоке с $M = 1,7$ и $M = 1,4$ при условиях, близких к эксперименту [3]. Методика численного моделирования изложена в [5]. Для числа Маха потока $M = 2$ наблюдалось хорошее совпадение с экспериментом [6].

Постановка задачи

Для потока с числом $M = 1,7$ расчеты проведены при давлении и температуре торможения $P_0 = 0,5$ МПа, $T_0 = 1400$ К. Эти параметры потока, а так же геометрия канала соответствуют эксперименту [3]. Инициирование горения керосина изучалось при его подаче через инжектор на оси осесимметричного канала, при разных длинах (30 см, 50 см, 70 см) секции постоянного сечения диаметром 0,05 м. Для числа $M = 1,4$ рассмотрен канал с длиной секции постоянного сечения 30 см, давление и температура торможения равны $P_0 = 0,5$ МПа и $T_0 = 1200$ К соответственно. В отличие от эксперимента, при численном моделировании использовалась осесимметричная постановка задачи. Использовались осредненные по Рейнольдсу нестационарные уравнения Навье — Стокса, замыкаемые $k-\varepsilon$ моделью турбулентности с расширенной трактовкой пристеночных функций. Уровень турбулентности регулировался с помо-

щью ограничителя производства турбулентной энергии. Керосин, поступающий через осевой инжектор, моделировался как газовая фаза; для описания горения применялась упрощенная химическая кинетика из одной брутто-реакции.

Результаты

В эксперименте [3] давление в газогенераторе импульсов, используемых для иницирования горения керосина для числа Маха невозмущенного потока $M = 1,7$, плавно изменялось от 3,3 МПа до 1 МПа. Максимальная мощность газодинамических импульсов в эксперименте [3], получена в приближении изэнтропического истечения со скоростью звука для параметров торможения потока 3,3 МПа и 300 К через круглое отверстие диаметром 6 мм. При численном моделировании газодинамические импульсы подавались через кольцевую щель шириной 1,6 мм, при этом давление в газогенераторе сжатого воздуха почти всегда было равным 0,6 МПа. Благодаря фокусировке ударной волны на оси канала, газодинамическое воздействие при численном моделировании было более эффективным, чем через круглое отверстие в эксперименте. Суммарная энергия газодинамических импульсов в расчете меньше за счет уменьшения времени воздействия. Скважность газодинамических импульсов равна 2, как и в [3]. Средняя мощность газодинамического воздействия (66 кДж/с) при численном моделировании с точностью 10 % соответствует максимальной мощности самых первых и интенсивных газодинамических импульсов в эксперименте [3]. Показано, что независимо от длины секции постоянного сечения организовать горение в околосвуковом режиме возможно. Суммарная энергия газодинамического воздействия прямо пропорциональна длине секции постоянного сечения. Скорость распространения фронта горения вверх по потоку практически постоянная. Для формирования горения на всей длине секции постоянного сечения длиной 70 см достаточно пакета из 6 газодинамических суммарной длительностью 3 мс, что близко к результатам [7]. Благодаря кольцевой форме щели, в расчетах процесс более стабилен и развивается быстрее, чем в эксперименте [3], где дополнительное импульсное воздействие необходимо для формирования устойчивого горения.

Для числа Маха $M = 1,4$ в коротком канале создать околосвуковой режим горения реализовать не удастся. Ударная волна той же интенсивности, что и при более высоких числах Маха в секции постоянного сечения, вызванная газодинамическим импульсом, приводит к дозвуковому течению даже без горения керосина. При подаче керосина возникает кратковременная вспышка, участок высокотемпературного газа сносится вниз по потоку, горения за фронтом ударной волны нет. Ударная волна, вызванная газодинамическим импульсом, инициирует прямой скачок уплотнения, распространяющийся вверх по потоку.

Выводы

Таким образом, при числе Маха в канале невозмущенного потока $M = 1,7$ околосвуковой режим горения возможен, при числе $M = 1,4$ он не реализуется. Суммарная энергия газодинамического воздействия при $M = 1,7$ прямо пропорциональна длине секции постоянного сечения, при этом средняя мощность газодинамических импульсов в расчетах соответствует мощности самых первых и интенсивных импульсов в эксперименте [3].

Литература

- [1] Frolov S.M., Ivanov V.S. Breakthrough in the Theory of Ramjets // Russian Journal of Physical Chemistry B. 2021. Vol. 15, no. 2. Pp. 318–325. DOI: 10.1134/S1990793121020184
- [2] Tretyakov P.K. Organization of Effective Combustion of Kerosene in a Channel at High Flow Velocities // Combustion explosion and shock waves. 2020. Vol. 56, no. 1. Pp. 36–40. DOI: 10.1134/S0010508220010049
- [3] Третьяков П.К., Тупикин А.В., Зудов В.Н. Горение керосина в псевдоскачке при изменении условий на входе в модель камеры сгорания СПВРД // Физика горения и взрыва. 2021. Т. 57, № 6. С. 3–7. DOI: 10.15372/FGV20210601
- [4] Картовицкий Л.Л., Левин В.М., Яновский Л.С. Анализ газодинамического сжатия на основе модифицированной модели псевдоскачка Крокко // Труды МАИ. 2020. № 113. 27 с. DOI: 10.34759/trd-2020-113-05
- [5] Zamuraev V.P., Kalinina A.P. Control of the supersonic flow structure during ethylene combustion with the use of gas-dynamic pulses // Journal of Applied Mechanics and Technical Physics. 2021. Vol. 62, no. 1. Pp. 1–10. DOI: 10.1134/S0021894421010016
- [6] Zamuraev V. P., Kalinina A. P. Deceleration of a supersonic flow down to transonic speeds using gas-dynamic pulses during combustion of hydrocarbon fuels // AIP Conference Proceedings. 2021. Vol. 2351. No. 1. P. 030050(6). DOI: <http://dx.doi.org/10.1063/5.0052907>
- [7] Surzhikov S.T., Seleznev R.K. Quasi-one-dimensional and two-dimensional numerical simulation of scramjet combustors // 51st AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. 2015. DOI: 10.2514/6.2015-4166

Combustion of Kerosene in a Flow with the Mach Number $M \leq 2$ under the Action of Gas-Dynamic Pulses

Kalinina Anna Pavlovna

kalinina@itam.nsc.ru

Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics SB RAS

Zamuraev Vladimir Pavlovich

zamuraev@itam.nsc.ru

Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics SB RAS

The combustion of kerosene at the Mach number of the flow $M \leq 2$ in the expanding channel is studied numerically. To ignite the fuel supplied through the axial injector and support its combustion, the flow is throttled using a side jet of compressed air. The Reynolds-averaged Navier – Stokes equations, closed by the $(k-\varepsilon)$ turbulence model, are solved. Fuel combustion was simulated using a single reaction. The possibility of the formation of a transonic flow at different lengths of a section of a constant cross-section of the channel has been investigated. A cyclogram of gas-dynamic impulses used to create this regime has been obtained.

Keywords: *supersonic combustion, flow throttling, numerical simulation, transonic regime*

Russian Foundation for Basic Research Grant no. 20-08-00245.

References

- [1] Frolov S.M., Ivanov V.S. Breakthrough in the Theory of Ramjets. Russian Journal of Physical Chemistry B, 2021, vol. 15, no. 2, pp. 318–325. DOI: <http://dx.doi.org/10.1134/S1990793121020184>
- [2] Tretyakov P.K. Organization of Effective Combustion of Kerosene in a Channel at High Flow Velocities. Combustion explosion and shock waves, 2020, vol. 56, no. 1, pp. 36–40. DOI: 10.1134/S0010508220010049

- [3] Tret'yakov P.K., Tupikin A.V., Zudov V.N. Gorenje kerosina v psevdoskachke pri izmenenii usloviy na vkhode v model' kamery sgoraniya SPVRD [Kerosene combustion in a pseudo shock with varied conditions at the scramjet combustor model]. Fizika gorenija i vzryva [Physics of gorenje and explosion], 2021, vol. 57, no. 6, pp. 3–7. (In Russ.). DOI: 10.15372/FGV20210601
- [4] Kartovitskiy L.L., Levin V.M., Yanovskiy L.S. Analiz gazodinamicheskogo szhatiya na osnove modifitsirovannoy modeli psevdoskachka Krokko [Analysis of gas-dynamic compression based on a modified Crocco pseudo-pump model]. Trudy MAI [Proceedings of MAI], 2020, no. 113, 27 p. (In Russ.). DOI: 10.34759/trd-2020-113-05
- [5] Zamuraev V.P., Kalinina A.P. Control of the supersonic flow structure during ethylene combustion with the use of gas-dynamic pulses. Journal of Applied Mechanics and Technical Physics, 2021, vol. 62, no. 1, pp. 1–10. DOI: 10.1134/S0021894421010016
- [6] Zamuraev V. P., Kalinina A. P. Deceleration of a supersonic flow down to transonic speeds using gas-dynamic pulses during combustion of hydrocarbon fuels. AIP Conference Proceedings, 2021, vol. 2351, no. 1, p. 030050(6). DOI: 10.1063/5.0052907
- [7] Surzhikov S.T., Seleznev R.K. Quasi-one-dimensional and two-dimensional numerical simulation of scramjet combustors. 51st AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, 2015. DOI: 10.2514/6.2015-4166

УДК 520.84

Исследование химического состава метеоров из космоса

Капранов Виталий Владимирович

vitaliy.kapranov@yandex.ru

РКК «Энергия»

Тугаенко Вячеслав Юрьевич

vjatcheslav.tugaenko@rsce.ru

РКК «Энергия»

Рассмотрены текущие исследования метеорных явлений с Земли. Каждый день фиксируется более 1000 метеоров, но их наблюдение с Земли обычно затруднено влиянием атмосферы. Сведений о проектах по изучению метеоров из космоса идущих в настоящее время нет, похожий эксперимент проводился в 2016–2019 гг. (проект Meteor, непрерывная съемка участка неба камерой высокого разрешения установленной перед иллюминатором международной космической станции (МКС)). Показана возможность размещения и использования научной аппаратуры по исследованию метеоров на российском сегменте МКС. Представлены результаты отработки полнофункционального макета такой научной аппаратуры.

Ключевые слова: спектрометрия, метеороидные частицы, химический состав, метеорные явления

Актуальность работы связана с важностью исследования метеоров из космоса. Все исследования метеоров в настоящее время проводятся с Земли [1], однако такие наблюдения часто затруднены влиянием атмосферы. В 2016–2019 гг. на американском научном модуле международной космической станции проводился подобный эксперимент (проект Meteor), непрерывная съемка участка неба камерой высокого разрешения установленной перед иллюминатором [2, 3], однако открытых данных для оценки эффективности этого проекта недостаточно.

Возможность получения снимков, видео, а также спектрограмм участков атмосферы, где обнаружен метеор позволило бы получать новые данные о химическом составе метеоров (это единственный способ реконструировать вещественный состав

космических тел, недоступных для изучения другими методами) и данные о динамике атмосферы на больших высотах (такие данные используются для построения и валидации моделей атмосферы) [4].

Цель данной работы — исследовать возможности изучения движения и химического состава метеоров из космоса, а также разработка облика космической аппаратуры для этого. Большая часть метеоров исследуется с Земли, анализируются траектории и химический состав. Основные задачи, ставящиеся в работе, — определение состава родительских объектов.

Однако часть метеоров не может быть исследована из-за атмосферных явлений или раннего сгорания. Аппаратура космического базирования позволит исследовать и такие метеоры.

При падении в атмосфере тела начинают гореть, спектр этого излучения и является основным источником информации о химическом составе падающего тела (рис. 1).

Расположение спектрометра в космосе позволит получать спектрограммы на самых ранних этапах горения в верхних слоях атмосферы, а также получать спектрограммы на этапах горения в нижних слоях атмосферы независимо от атмосферных явлений, в отличие от поверхностных наблюдений, которые ограничены дальностью и атмосферной обстановкой.

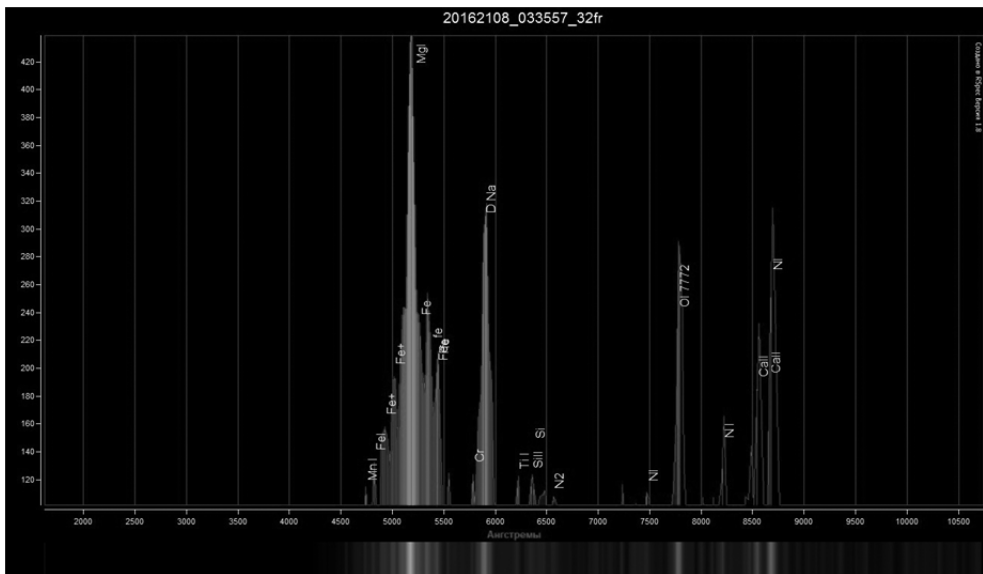


Рис. 1. Пример спектрограммы космического тела

В качестве спектрометра предполагается использовать спектрометр с волоконным выходом, например, Maya2000 Pro. Основные характеристики представлены ниже:

- оптическое разрешение $\sim 0,035$ нм FWHM;
- диапазон работы 165...1100 нм;
- ширина входной щели 5, 10, 25, 50, 100 и 200 мкм;
- время интегрирования сигнала 7,2 мс ... 5 с;
- питание 5 В, 450 мА.

Спектрометр космического базирования также должен содержать камеру наблюдения, которая будет фиксировать появление метеора, ограничивать поле зрения соосного с камерой спектрометра и включать его. Такой спектрометр может быть закреплён на иллюминаторе МКС и мог бы работать в автоматическом режиме (рис. 2).

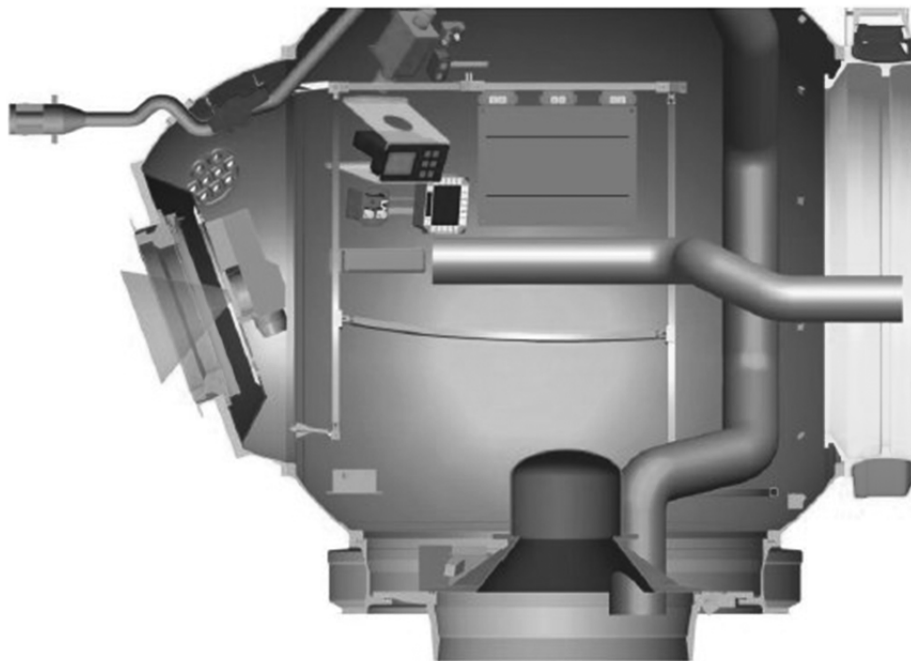


Рис. 2. Возможное место установки спектрометра

Спектрометр с волоконным выходом позволит установить на иллюминатор только легкую составную часть оборудования, тогда как основная часть может быть расположена на установочном месте и связана волоконным и электрическим кабелем.

В качестве прототипа была спроектирована и собрана система для получения спектров светящихся объектов на расстояниях до 100 м. Ее работоспособность проверена в лабораторных условиях.

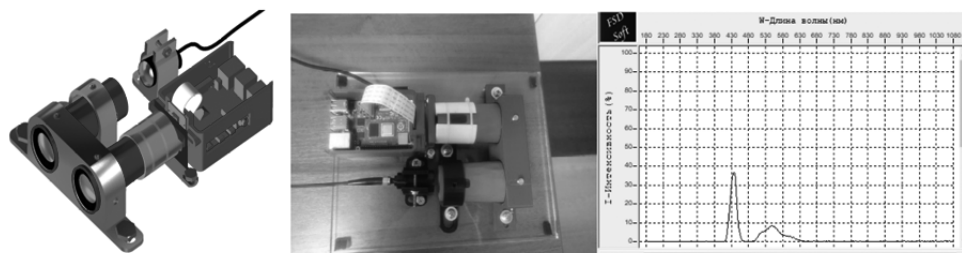


Рис. 3. Модель и макет системы для получения спектров светящихся тел, а также пример полученного спектра люминисцентной лампы

Рассмотрена принципиальная возможность исследования химического состава метеоров из космоса, а также предложен функциональный облик научной аппаратуры для российского сегмента международной космической станции для космического эксперимента по изучению химического состава метеоров. Предложенная аппаратура имеет ряд преимуществ, перед использованной ранее аппаратурой в проекте Meteor. Был собран и отработан в лабораторных условиях прототип такой аппаратуры, подтверждены алгоритмы и схема работы аппаратуры.

Литература

- [1] База наблюдений метеорных тел с 1982 года. URL: https://www.imo.net/members/imo_vmdb (дата обращения 08.09.2021).
- [2] Arai T., Kobayashi M., Yamada M., Senshu H., Maeda K., Wada K., Ohno S., Ishibashi K., Ishimaru R., Matsui T., Fortenberry M. On-going status of meteor project onboard the international space station // 48th Lunar and Planetary Science Conference. The Woodlands, Texas, USA, 2018. Vol. 49. Art. no. 2525. Bibcode 2018LPI....49.2525A
- [3] Arai T., Kobayashi M., Yamada M., Senshu H., Maeda K., Wada K., Ohno S., Ishibashi K., Ishimaru R., Matsui T. International space station-based meteor observation project: initial results // 47th Lunar and Planetary Science Conference. The Woodlands, Texas, USA, 2017. No. 1964. Art. no. 3034. Bibcode 2017LPI....48.3034A
- [4] Arai T., Kobayashi M., Yamada M., Matsui T. Meteor Observation HDTV camera onboard the international space station // 45th Lunar and Planetary Science Conference. The Woodlands, Texas, USA, 2014. No. 1777. Art. no. 1610. Bibcode: 2014LPI....45.1610A

Space-Based Observations of Chemical Composition of Meteors

Kapranov Vitaliy Vladimirovich

vitaliy.kapranov@yandex.ru

RSC Energia

Tugaenko Vyacheslav Yurevich

vjatcheslav.tugaenko@rscfe.ru

RSC Energia

The current researches of meteors from the Earth are considered. More than 1000 meteors are recorded every day, but their observation from Earth is usually hampered by the influence of the atmosphere, there is no information about on-going projects concerning meteor research from space, a similar experiment was conducted in 2016–2019 years (project Meteor, continuous recording of a section of the sky with a high-resolution camera installed in front of the international space station (ISS) porthole). The possibility of placing and using scientific equipment for the study of meteors on the ISS Russian segment is described. The results of testing a fully functional model of such scientific equipment are also presented.

Keywords: *spectrometry, meteoroidal particles, chemical composition, meteor phenomena*

References

- [1] The Visual Meteor Database obtained by standardized observing methods which were collected since 1982. Available at: https://www.imo.net/members/imo_vmdb (accessed September 8, 2021).
- [2] Arai T., Kobayashi M., Yamada M., Senshu H., Maeda K., Wada K., Ohno S., Ishibashi K., Ishimaru R., Matsui T., Fortenberry M. On-going status of meteor project onboard the international space station. 48th Lunar and Planetary Science Conference. The Woodlands, Texas, USA, 2018, vol. 49, art. no. 2525. Bibcode 2018LPI....49.2525A

- [3] Arai T., Kobayashi M., Yamada M., Senshu H., Maeda K., Wada K., Ohno S., Ishibashi K., Ishimaru R., Matsui T. International space station-based meteor observation project: initial results. 47th Lunar and Planetary Science Conference. The Woodlands, Texas, USA, 2017, no. 1964, art. no. 3034. Bibcode 2017LPI....48.3034A
- [4] Arai T., Kobayashi M., Yamada M., Matsui T. Meteor Observation HDTV camera onboard the international space station. 45th Lunar and Planetary Science Conference. The Woodlands, Texas, USA, 2014, no. 1777, art. no. 1610. Bibcode 2014LPI....45.1610A

УДК 537.58

Метод термоэмиссионного охлаждения центрального тела многокамерной двигательной установки

Каун Юлия Владимировна

y.kaun13@gmail.com

БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова

Колычев Алексей Васильевич

anturui@mail.ru

БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова

Статья посвящена конструктивной реализации метода термоэмиссионной тепловой защиты применительно к центральному телу многокамерной двигательной установки. Метод относится к ракетно-космической технике, а именно к устройству двигательных установок. В процессе выполнения данной работы был достигнут определенный технический результат, который заключается в увеличении надежности многокамерной двигательной установки с центральным телом за счет его термоэмиссионного охлаждения. Рассмотрено применение рассматриваемого метода при охлаждении центральных тел двигательных любой формы, в том числе и осесимметричной с кольцевым соплом.

Ключевые слова: термоэмиссионное охлаждение, энергодвигательная установка, аддитивные технологии, клиновоздушные реактивные двигатели

Исследуемое нововведение заключается в использовании метода термоэмиссионной тепловой защиты для снятия термических напряжений, которые препятствуют многократной работе сопла AeroSpike в клиновоздушном реактивном двигателе. AeroSpike — это привлекательное передовое сопло, которое можно использовать для улучшения характеристик гибридного ракетного двигателя. В отличие от классических сопел Лаваля, он обеспечивает лучшие характеристики, особенно на малых высотах. Однако, возникают некоторые проблемы, самая важная из которых — трудность в организации системы охлаждения. Одним из способов управления чрезмерным нагревом конструктивных частей сопла AeroSpike является использование термоэмиссионной системы охлаждения.

Основной особенностью данной системы охлаждения является существенное снижение теплового воздействия на элементы конструкции (ЭК) высокоскоростных летательных аппаратов (ВЛА) при аэродинамическом нагреве за счет преобразования тепловой энергии нагрева ЭК в электрическую энергию на борту ВЛА [1–5]. Реализацию данного метода можно условно разделить на реализацию с внутренней эмиссией [1–5] и с внешней эмиссией. Данная работа посвящена конструктивной схеме многоэлементной термоэмиссионной системы охлаждения (ТЭСО) центрального те-

ла клиновоздушного реактивного двигателя, методике ее расчета и численным оценкам параметров ее функционирования.

Для расчета многоэлементной ТЭСО разработана математическая модель методики расчета. Основной ее особенностью является тот факт, что термоэлектрическая эмиссия с характерным размером 1...10 мм генерируют токи порядка 4...40 А. Значит, при таких токах омические потери напряжения будут незначительными и ими можно пренебречь. Это существенно упрощает расчет такой многоэлементной ТЭСО, что позволяет использовать данную методику при расчете многоэлементной термоэмиссионной системы охлаждения элементов конструкции сложной трехмерной формы.

Известно, что ТЭСО может функционировать в режиме максимальной мощности и максимального КПД [4, 5]. При этом режим максимальной мощности характеризуется большим значением плотности тока эмиссии при более низких значениях напряжения по сравнению с режимом максимального КПД. Это означает, что тепловые потоки электронного охлаждения в режиме максимальной мощности будут выше, чем в режиме максимального КПД. То есть, при функционировании ТЭСО в режиме максимальной мощности при одной и той же максимальной температуре защищаемые элементы конструкции сопла двигателя AeroSpike могут выдерживать большие нагрузки, что существенным образом оказывает влияние на износостойкость изделия в целом.

Термоэмиссионная система охлаждения центрального тела сопла многокамерной двигательной установки включает в себя центральное тело, состоящее из двух поверхностей (внутренней и внешней), на внутреннюю поверхность центрального тела нанесен термоэмиссионный слой из материала с высокой термоэмиссией электронов при нагреве, при этом центральное тело с термоэмиссионным слоем представляет собой катод, а на расстоянии от 10^{-4} до 1 см от катода через слой электроизоляции расположен анод, при этом катод и анод образуют полость, полость между катодом и анодом вакуумирована и герметизирована. Анод электрически последовательно через источник напряжения соединен с катодом, находясь при этом в тепловом контакте с каналами системы охлаждения, причем каналы охлаждения анода гидравлически связаны с окружающей средой.

При реализации исследуемого метода удастся достичь технический результат, который заключается в увеличении надежности многокамерной двигательной установки с центральным телом за счет его термоэмиссионного охлаждения.

Рассматриваемый метод можно применять при охлаждении центральных тел двигательных любой формы, в том числе и осесимметричной с кольцевым соплом.

Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства науки и высшего образования Российской Федерации («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] Bezverkhniy N.O., Bobashev S.V., Kolychev A.V. et al. Study of the effect of electron cooling: Overview of the current state // Tech Phys. 2019. Vol. 64. Pp. 287–292. DOI: 10.1134/S106378421903006X
- [2] Kolychev A.V., Kernozhitskii V.A., Chernyshov M.V. Thermionic methods of cooling for thermostressed elements of advanced reusable launch vehicles // Russ. Aeronaut. 2019. Vol. 62. Pp. 669–674. DOI: 10.3103/S1068799819040184
- [3] Emissive composite materials and methods for use thereof. Patent no.: US 10,197,323 B1 Date of Patent: Feb. 5, 2019 (от January 11, 2016).
- [4] Ушаков Б.А., Никитин В.Д., Емельянов И.Я. Основы термоэмиссионного преобразования энергии. М.: Атомиздат, 1974. 288 с.
- [5] Leonov S.B. Control of flow structure and ignition of hydrocarbon fuel in cavity and behind wallstep of supersonic duct by filamentary DC discharge // Final Project Technical Report AFRL-AFOSR-UK-TR-2010-0013. 2010.

Method of Thermoemission Cooling of the Central Body of a Multi-Chamber Engine Aerospace Unit

Kaun Yulia Vladimirovna y.kaun13@gmail.com

BSTU "VOENMEH" named after D.F. Ustinov

Kolychev Aleksey Vasilievich anturui@mail.ru

BSTU "VOENMEH" named after D.F. Ustinov

The article is devoted to the constructive implementation of the thermionic thermal protection method as applied to the central body of a multi-chamber propulsion system. The method relates to rocket and space technology, namely to the device of propulsion systems. In the process of performing this work, a certain technical result was achieved, which consists in increasing the reliability of a multi-chamber propulsion system with a central body due to its thermal emission cooling. The application of the method under consideration is considered for cooling the central propulsion bodies of any shape, including the axisymmetric one with an annular nozzle.

Keywords: thermal emission cooling, gas turbines and turbine units, power propulsion system, additive technologies

This work was carried out with financial support from the Ministry of Science and Higher Education of the Russian Federation ("Creation of an advanced scientific and technical groundwork in the development of advanced technologies for small gas turbine, rocket and combined engines of ultralight launch vehicles, small spacecraft and unmanned aerial vehicles, which ensure the priority positions of Russian companies in the emerging global markets of the future", FZWF-2020-0015).

References

- [1] Bezverkhniy N.O., Bobashev S.V., Kolychev A.V. et al. Study of the effect of electron cooling: Overview of the current state. Tech Phys, 2019, vol. 64, pp. 287–292. DOI: 10.1134/S106378421903006X
- [2] Kolychev A.V., Kernozhitskii V.A., Chernyshov M.V. Thermionic methods of cooling for thermostressed elements of advanced reusable launch vehicles. Russ Aeronaut, 2019, vol. 62, pp. 669–674. DOI: 10.3103/S1068799819040184
- [3] Emissive composite materials and methods for use thereof. Patent no.: US 10,197,323 B1 Date of Patent: Feb. 5, 2019 (от January 11, 2016).

- [4] Ushakov B.A., Nikitin V.D., Emel'yanov I.Ya. Osnovy termoemissionnogo preobrazovaniya energii [Fundamentals of thermionic energy conversion]. Moscow, Atomizdat Publ., 1974, 288 p. (In Russ.).
- [5] Leonov S.B. Control of flow structure and ignition of hydrocarbon fuel in cavity and behind wallstep of supersonic duct by filamentary DC discharge. Final Project Technical Report AFRL-AFOSR-UK-TR-2010-0013, 2010.

УДК 533.697.4

Многоуровневая математическая модель течения газа в сопловом канале с центральным телом

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

Исследовано истечение сверхзвуковой неизобарической струи в условиях взаимодействия со спутным потоком. Составлена многоуровневая математическая модель, позволяющая исследовать структуру газодинамического течения в окрестности центрального тела соплового канала во всем диапазоне высот полета летательного аппарата. Математическая модель включает расчет тяговых характеристик летательного аппарата, исследование особенностей взаимодействия струи с центральным телом и спутным потоком.

Ключевые слова: многоуровневая математическая модель, сопловой канал, центральное тело, спутный поток, неизобарическая струя

Изучение газодинамических процессов сопловых установках ракетных двигателей проводилось неоднократно экспериментально при стендовых, огневых, лётных и других видах испытаний, или численно с применением методов математического моделирования. Создание полномасштабных экспериментальных моделей авторегулируемых высотных сопел с использованием современных технических решений относится к разряду весьма дорогостоящих работ, что приводит к увеличению значимости проводимого численного эксперимента. В связи с этим, при изучении газодинамических процессов в ракетных двигателях, актуально применение методов математического моделирования. Достоверность и обоснованность полученных результатов обеспечивается применением фундаментальных законов механики жидкости и газа при разработке математических моделей. После выбора математической модели проверяется ее корректность для данных задач на примере сравнения результатов численного и физического экспериментов.

Основная задача заключалась в разработке многоуровневой математической модели, которая описывает газодинамические процессы при работе соплового блока с центральным телом в условиях полета в различных слоях атмосферы [1].

При численном расчете неизобарических спутных струй обычно предполагается, что поток перед головным скачком уплотнения в спутном потоке является невозмущенным, т. е. не учитывается обтекание летательного аппарата. При образовании отошедшей ударной волны возможны две ситуации: расстояние отхода ударной волны от кромки выходного сечения сопла больше или меньше длины летательного ап-

парата. В первом случае необходимо рассматривать течение с отошедшей ударной волной, возникающей перед конфигурацией летательный аппарат + струя. Во втором случае течение, построенное в приближении идеального газа, может существенно отличаться от реального, из-за образования в последнем значительной зоны отрыва пограничного слоя на корпусе летательного аппарата [2].

В первом приближении задача решалась в плоской двумерной постановке. Идеальный контур или форма внешней образующей аэродинамической насадки определяется с помощью адиабатической теории сверхзвуковых течений. Затем, в зависимости от того, является ли поток нерасширенным или перерасширенным, выполняется либо анализ течения расширения Прандтля-Майера, либо анализ системы скачков уплотнения для определения угла пересечения границы потока с кромкой первичного сопла. По результатам анализа перерасширенного (недорасширенного) потока определяется угол наклона падающего с кромки скачка уплотнения (волны разрежения), параметры которых позволяют установить контур внешней границы, образующей первичное сопло [3].

Так как в основе принципа работы сопла с центральным телом лежит способность «подстраиваться» под изменяющееся атмосферное давление, то важным пунктом исследования является рассмотрение задачи о структуре сверхзвуковой струи газа, истекающей из сопла в спутный поток [4].

При истечении недорасширенной струи в спутный поток давление вдоль границы струи становится переменным. Сверхзвуковой спутный поток оказывает сильное влияние на газодинамическую структуру струи с большой степенью нерасчетности, поскольку перед струей образуется криволинейная ударная волна, а давление вдоль границы струи оказывается переменным. С увеличением числа Маха набегающего потока происходит уменьшение центрального скачка, а отражение висячего скачка можно считать регулярным.

В результате были получены картины течений при взаимодействии сверхзвуковой неизобарической струи с центральным телом в условиях спутного потока. Определены интегральные характеристики потока на выходе из высотного сопла внешнего расширения. Рассчитана тяговая характеристика на различных высотах полета сверхзвукового сопла с центральным телом.

Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда (грант Российского научного фонда «Разработка микро-, мезо- и макромасштабных моделей нестационарных процессов теплообмена в сопловых каналах аэрокосмической техники», 2021–2023 гг. № 21-79-00100).

Литература

- [1] ГОСТ 4401–81. Атмосфера стандартная. Параметры. М.: Изд-во стандартов, 2004.
- [2] Авдеевский В.С., Ашратов Э.А., Иванов А.В., Пирумов У.Г. Газодинамика сверхзвуковых неизобарических струй. М.: Машиностроение, 1989. 320 с.
- [3] Kaun Yu.V., Brykov N.A., Chernyshov M.V. Numerical simulation of gas flow in nozzle channels with a central body // Journal of Physics: Conference Series Journal of Physics: Conference Series. 2021. Vol. 2094. Art. ID 042083. DOI: 10.1088/1742-6596/2094/4/042083
- [4] Aerospoke nozzle design. Available at: <http://www.aerorocket.com/МОС/МОС.html> (accessed October 16, 2021).

Multilevel Mathematical Model of Gas Flow in a Central Body Nozzle Duct

Kaun Yulia Vladimirovna y.kaun13@gmail.com
BSTU "VOENMEH" named after D.F. Ustinov

Brykov Nikita Aleksandrovic BrykovNA@yandex.ru
BSTU "VOENMEH" named after D.F. Ustinov

The outflow of a supersonic nonisobaric jet under conditions of interaction with a cocurrent flow is investigated. A multilevel mathematical model has been compiled, which makes it possible to study the structure of the gas-dynamic flow in the vicinity of the central body of the nozzle channel in the entire range of flight altitudes of the aircraft. The mathematical model includes the calculation of the thrust characteristics of the aircraft, the study of the features of the interaction of the jet with the central body and the cocurrent flow.

Keywords: multilevel mathematical model, nozzle channel, central body, aerospike, cocurrent flow, nonisobaric jet

The study was supported by a grant from the Russian Science Foundation (grant from the Russian Science Foundation "Development of micro-, meso- and macroscale models of unsteady heat and mass transfer processes in nozzle channels of aerospace technology", 2021-2023 no. 21-79-00100).

References

- [1] GOST 4401–81. Atmosfera standartnaya. Parametry [Standard atmosphere. Parameters]. Moscow, Standards Publishing House, 2004.
- [2] Avduevskii V.S., Ashratov E.A., Ivanov A.V., Pirumov U.G. Gazodinamika sverkhzvukovykh neizobaricheskikh strui [Gas dynamics of supersonic nonisobaric jets]. Moscow, Mechanical engineering, 1989, 320 p. (In Russ.).
- [3] Kaun Yu.V., Brykov N.A., Chernyshov M.V. Numerical simulation of gas flow in nozzle channels with a central body. Journal of Physics: Conference Series Journal of Physics: Conference Series, 2021, vol. 2094, art. ID 042083. DOI: 10.1088/1742-6596/2094/4/042083
- [4] Aerospike nozzle design. Available at: <http://www.aerorocket.com/MOC/MOC.html> (accessed October 16, 2021).

УДК 66.069.832

Исследование применимости газоструйных излучателей в качестве распыляющего устройства

Лаптинский Александр Игоревич marty96@mail.ru
БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова

Алексеева Мария Михайловна amara96@mail.ru
БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова

Тетерина Ирина Владимировна tetarina_iv@voenmeh.ru
БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова

Рассмотрено применение газоструйного излучателя в качестве распылительного устройства. Выявлены основные преимущества использования акустической форсунки.

Определен подходящий тип распылительного устройства топливно-горючей смеси для дальнейшего исследования. Показаны основные характеристики, необходимые для реализации качественного распыливания жидкого топлива. .

Ключевые слова: форсунка, распыление, капельные жидкости, газодинамические характеристики

Исследование способов улучшить газодинамические, акустические и тепловые характеристики горелочных устройств является актуальной задачей. В настоящее время основной трудностью является осуществление качественного распыла жидкого топлива с реализацией низких выбросов вредных веществ, в частности CO и NO_x. Современные форсунки реализуют недостаточно мелкодисперсное распыление жидкого топлива, необходимое для эффективного и экономичного смешения и горения топливно-воздушной смеси. Для решения этой проблемы рассматривается возможность использования газоструйных излучателей в качестве форсунки.

В начале XX века Юлий Гартман смог обнаружить резонанс в трубке Пито во время экспериментальных исследований сверхзвуковых течений [1]. Гартман также провел эксперименты с большим резонатором Гельмгольца вместо трубки Пито. Эта конфигурация стала известна как «пульсатор Гартмана». После этого начались исследования устройств данного типа во всем мире.

В настоящее время существует два способа акустического распыления жидкостей [2]:

- подвод энергии к зоне распыливания через жидкость (энергия сообщается слою жидкости или направлением пучка ультразвуковых волн от излучателя из глубины жидкости на ее поверхность);
- подвод энергии к зоне распыливания через газ.

Форсунки, подводящие энергию через газ, более предпочтительны для использования в качестве распыляющего устройства топлива, поскольку они просты в конструкции (нет движущихся частей) и не требуют дополнительного источника энергии. Современные акустические форсунки позволяют получить факел со средним размером капель 10 мкм, что в три раза меньше, чем у механических форсунок. Однако для реализации качественного распыла при помощи акустической форсунки необходимо точно определить зависимость медианного диаметра капель от отношения расхода воздуха, затрачиваемого на распыление, к расходу жидкости, пропускаемой через форсунку [3]. Еще одной сложностью является математическое (численное) прогнозирование дробления капель, поскольку это является чрезвычайно сложным процессом и характеризуется взаимодействием сил поверхностного натяжения, вязкости и сил инерции [4]. Исследования по данному вопросу представлены в работе [5].

В данной работе рассмотрена возможность применения газоструйного излучателя в качестве распылительного устройства (форсунки). Благодаря специальной конструкции форсунки сверхзвуковое течение приводит к образованию ударно-волновых структур, которые генерируют ультразвуковое поле. Такая среда способствует дроблению жидкостной пленки на мелкие капли, диаметр которых, в свою очередь, достаточен для эффективного и экономичного смешения и горения жидкого топлива с окислителем.

Литература

- [1] Розенберг Л.Д. Источники мощного ультразвука. М.: Наука, 1967. 377 с.
- [2] Дитякин Ю.Ф., Клячко Л.А., Новиков Б.В., Ягодкин В.И. Распыление жидкостей. М.: Машиностроение, 1977. 260 с.
- [3] Пажи Д.Г., Галустов В.С. Основы техники распыливания жидкостей. М.: Химия, 1984. 256 с.
- [4] Кудряшова О.Б., Ворожцов Б.И., Муравлев Е.В., Ишматов А.Н., Павленко А.А. Ударно-волновая генерация высокодисперсных жидкокапельных аэрозолей // Ползуновский вестник. 2010. № 4–1. С. 95–101.
- [5] Нигматулин Р.И. Динамика многофазных сред. Ч. I. М.: Наука. Гл. ред. физ.-мат. лит., 1987. 464 с.

Study of the Applicability of Gas-Jet Radiators as a Spraying Device

Laptinsky Alexander Igorevich

marty96@mail.ru

BSTU "VOENMEH" named after D.F. Ustinov

Alekseeva Mariya Mikhailovna

amara96@mail.ru

BSTU "VOENMEH" named after D.F. Ustinov

Teterina Irina Vladimirovna

teterina_iv@voenmeh.ru

BSTU "VOENMEH" named after D.F. Ustinov

The use of a gas jet radiator as a spray device is considered. The main advantages of using an acoustic nozzle are revealed. The appropriate type of fuel-air mixture spray device is determined for further investigation. The main characteristics necessary for the implementation of high-quality atomization of liquid fuel are shown.

Keywords: *injector, spraying, drip liquids, gas dynamic characteristics*

References

- [1] Rozenberg L.D. Istochniki moshchnogo ul'trazvuka [Sources of powerful ultrasound]. Moscow, Nauka Publ., 1967, 377 p. (In Russ.).
- [2] Dityakin Yu.F., Klyachko L.A., Novikov B.V., Yagodkin V.I. Raspylenie zhidkosti [Spraying of liquids]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1977, 260 p. (In Russ.).
- [3] Pazhi D.G., Galustov V.S. Osnovy tekhniki raspylivaniya zhidkosti [Fundamentals of the technique of spraying liquids]. Moscow, Khimiya Publ., 1984, 256 p. (In Russ.).
- [4] Kudryashova O.B., Vorozhtsov B.I., Muravlev E.V., Ishmatov A.N., Pavlenko A.A. Udarно-volnovaya generatsiya vysokodispersnykh zhidkokapel'nykh aerозolei [Shock-wave generation of highly dispersed liquid droplet aerosols]. Polzunovskii vestnik, 2010, no. 4–1. pp. 95–101. (In Russ.).
- [5] Nigmatulin R.I. Dinamika mnogofaznykh sred [Dynamics of multiphase media]. Part. I. Moscow, Nauka. Gl. red. fiz.-mat. lit. Publ., 1987, 464 p. (in Russ.).

УДК 532.517.4

Теплоотдача в трубах с диафрагмами как функция критерия Прандтля

Лобанов Игорь Евгеньевич

grigorchuk.grigorchuck@list.ru

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Расчетным методом исследована зависимость от числа Прандтля в широком диапазоне его изменения: распределения интегрального теплообмена при турбулентном конвективном теплообмене в трубе с последовательностью периодических выступов полукруглой геометрии на основе численного решения системы уравнений Рейнольдса, замыкаемых с помощью модели переноса сдвиговых напряжений Менстера, и уравнения энергии на разномасштабных пересекающихся структурированных сетках. Общий анализ полученных расчетных данных показал: для увеличенных чисел Прандтля максимальное увеличение относительного теплообмена, которое может быть довольно ощутимым, происходит при малых числах Рейнольдса, больших относительных высотах турбулизаторов, малых относительных шагах между турбулизаторами, а для уменьшенных чисел Прандтля — для больших чисел Рейнольдса, больших относительных высот турбулизаторов, больших относительных шагов между турбулизаторами. Минимальные значения относительного теплообмена для увеличенных чисел Прандтля наблюдаются при высоких числах Рейнольдса для высоких турбулизаторов с большим шагом между ними, а для уменьшенных чисел Прандтля — при средних числах Рейнольдса для высоких турбулизаторов с большим шагом между ними.

Ключевые слова: моделирование, конвективный теплообмен, модель Менстера, теплообмен, гидравлическое сопротивление, число Прандтля

Нанесение периодических выступов на стенки омываемых поверхностей является хорошо апробированным на практике способом вихревой интенсификации теплообмена. Интенсификация теплообмена для условий течения теплоносителей в трубах с турбулизаторами проводилась и проводится в основном экспериментальными методами, а теоретические исследования довольно немногочисленны, многие из них основаны на интегральных подходах. На современном этапе исследований задачи аэромеханики и теплофизики отрывных и вихревых течений все активнее решаются методами многоблочных вычислительных технологий, базирующихся на пересекающихся структурированных сетках. Настоящее исследование является логическим продолжением вышеуказанных вычислительных методов для анализа турбулентного течения и теплообмена в трубах с полукруглыми турбулизаторами потока (диафрагмами) с различными относительными высотами, шагами для различных режимов течения теплоносителя в целях более подробного анализа интенсификации теплообмена для теплоносителей с различными числами Прандтля в широком диапазоне его изменения: $Pr \approx 10^{-3} \dots 10^{+5}$. Ранее данный аспект исследовался недостаточно полно и для гораздо более узкого диапазона критериев Прандтля.

В данной работе с помощью полностью неявных конечно-разностных схем на центрированной неравномерной косоугольной сетке решается система уравнений Рейнольдса и энергии, записанных в естественных переменных.

Для расчета поля давления используется процедура SIMPLEC; имеет место принцип расщепления по физическим процессам. Аппроксимация конвективных слагаемых производится с помощью квадратичной противопоточной схемы.

Разностные уравнения решаются с помощью высокоэффективного метода неполной матричной факторизации при ускоренной сходимости с применением метода аддитивной коррекции.

Многоблочный алгоритм решения задачи на пересекающихся разномасштабных сетках, апробированный при решении задач вихревой динамики и теплообмена, применяется для корректного описания турбулентного теплообмена.

Разработанный и используемый в данном исследовании метод расчета, основанный на решении конечно-объемным методом уравнений Рейнольдса, замыкаемых с помощью модели переноса сдвиговых напряжений Ментера и уравнения энергии на разномасштабных пересекающихся структурированных сетках позволил с приемлемой точностью провести расчеты относительного теплообмена в трубах с полукруглыми кольцевыми турбулизаторами для теплоносителей с различным числом Прандтля.

В исследовании был проведен анализ полученных расчетных зависимостей относительного теплообмена от числа Прандтля Pr при различных значениях относительной высоты турбулизатора h/D , относительного шага между турбулизаторами t/D , при различных значениях числа Рейнольдса Re , при прочих равных условиях, который показал качественные и количественные изменения рассчитываемых параметров.

Проведённые в работе расчеты показали, что с увеличением числа Прандтля при малых числах Рейнольдса сначала имеет место заметное увеличение относительного теплообмена, а потом относительный теплообмен изменяется меньше, причем для малых шагов имеет место его увеличение, для средних — почти стабилизация, для больших — незначительное снижение.

При больших числах Рейнольдса происходит снижение относительного теплообмена с увеличением числа Прандтля при дальнейшей его стабилизации.

Аналитическое обоснование полученных расчетных закономерностей заключается в том, что при малых числах Рейнольдса высота турбулизатора меньше, а при больших — больше, высоты пристенного слоя, следовательно, имеет место турбулизация только ядра потока, что приводит только к увеличению гидросопротивления и к неувеличению теплообмена.

Полученные в работе теоретические данные детерминировали закономерности относительного теплообмена в широком диапазоне чисел Прандтля, в том числе в тех областях, где еще не существует экспериментального материала.

Для увеличенных ($Pr > 1$) чисел Прандтля максимальное увеличение относительного теплообмена, которое может быть довольно ощутимым, происходит при малых числах Рейнольдса, больших относительных высотах турбулизаторов, малых относительных шагах между турбулизаторами, а для уменьшенных ($Pr < 1$) числах Прандтля — для больших чисел Рейнольдса, больших относительных высот турбулизаторов, больших относительных шагов между турбулизаторами. Минимальные значения относительного теплообмена для увеличенных чисел Прандтля наблюдаются при высоких числах Рейнольдса для высоких турбулизаторов с большим шагом между ними, а для уменьшенных чисел Прандтля — при средних числах Рейнольдса для высоких турбулизаторов с большим шагом между ними.

Для увеличенных чисел Прандтля увеличение относительного теплообмена может быть довольно значительным — в несколько раз выше, чем для уменьшенных; а уменьшение — примерно то же самое.

Литература

- [1] Lobanov I.E. Teopy of Heat Exchange in Straight Circular Pipes with Square and Triangular Turbulators under High Reynolds Criteria // Journal of Earth Science and Climatic Change. 2021. JESCC-112. Vol. 8. Art. no. 1000112. DOI: 10.46715/jescc2021.08.1000112.
- [2] Lobanov I.E. Theory of Heat Transfer in Straight Round Pipes with Square and Triangular Turbulators Under High Reynolds Criteria // Journal of Chemistry: Education Research and Practice. 2021. Vol. 5. Iss. 2. Pз. 112–123.
- [3] Lobanov I.E. Mathematical Numerical and Analytical Solutions to the Problem of Longitudinal Velocity Distribution in a Single Row System of Impact Plane Parallel Jets Flowing on a Plane Surface with Allowance for Losses in Nozzles and Friction // Archives of Chemistry and Chemical Engineering. 2021. Vol. 3. Iss. 1. URL: <https://escientificpublishers.com/assets/data1/images/ACCE-03-0020.pdf> (дата обращения 11.12.2021).
- [4] Lobanov I.E. Theoretical Mathematical Modeling of Heat Transfer in Straight Round Rough Pipes Based on a Modified Three-Layer Model of Turbulent Boundary Layers // Acta Scientific Computer Sciences. 2021. Vol. 3. Iss. 3. Pp. 17–24.

Heat Transfer in Pipes with Diaphragms as a Function of the Prandtl Criterion

Lobanov Igor Evgenievich

grigorchuk.grigorchuck@list.ru

MAI

The dependence on the Prandtl number in a wide range of its variation is investigated by the computational method: the distribution of integral heat transfer during turbulent convective heat exchange in a pipe with a sequence of periodic projections of semicircular geometry based on the numerical solution of the system of Reynolds equations, closed using the Menter shear stress transfer model, and the energy equation on multi-scale intersecting structured grids. A general analysis of the calculated data obtained showed that for increased Prandtl numbers, the maximum increase in relative heat transfer, which can be quite noticeable, occurs at small Reynolds numbers, large relative heights of turbulators, small relative steps between turbulators, and for reduced Prandtl numbers — for large Reynolds numbers, large relative heights of turbulators, large relative steps between turbulators. The minimum values of relative heat transfer for increased Prandtl numbers are observed at high Reynolds numbers for high turbulators with a large step between them, and for reduced Prandtl numbers — at average Reynolds numbers for high turbulators with a large step between them.

Keywords: modeling, convective, Mentor model, heat transfer, hydraulic resistance, Prandtl number

References

- [1] Lobanov I.E. Teopy of Heat Exchange in Straight Circular Pipes with Square and Triangular Turbulators under High Reynolds Criteria. Journal of Earth Science and Climatic Change, JESCC-112, 2021, vol. 8, art. no. 1000112. DOI: 10.46715/jescc2021.08.1000112
- [2] Lobanov I.E. Theory of Heat Transfer in Straight Round Pipes with Square and Triangular Turbulators Under High Reynolds Criteria. Journal of Chemistry: Education Research and Practice, 2021, vol. 5, iss. 2, pp. 112–123.
- [3] Lobanov I.E. Mathematical Numerical and Analytical Solutions to the Problem of Longitudinal Velocity Distribution in a Single Row System of Impact Plane Parallel Jets Flowing on a Plane Surface with Allowance for Losses in Nozzles and Friction. Archives of Chemistry and Chemical Engineering. — 2021, vol. 3, iss. 1. Available at: <https://escientificpublishers.com/assets/data1/images/ACCE-03-0020.pdf> (accessed December 11, 2021).

- [4] Lobanov I.E. Theoretical Mathematical Modeling of Heat Transfer in Straight Round Rough Pipes Based on a Modified Three-Layer Model of Turbulent Boundary Layers. Acta Scientific Computer Sciences, 2021, vol. 3, iss. 3, pp. 17–24.

УДК 621.45.00.11.030

Разработка экспериментальной установки для исследования влияния электростатических полей на тепловые процессы в моторных авиационных маслах в условиях вынужденной конвекции

Львов Михаил Валерьевич
КНИТУ-КАИ

miha.lev@mail.ru

Алтунин Виталий Алексеевич
КНИТУ-КАИ

altspacevi@yahoo.com

Рассмотрены конструктивные схемы новой экспериментальной установки по вынужденной конвекции моторных авиационных масел — без применения и с применением электростатических полей. Экспериментальная установка обеспечивает всесторонние исследования негативного процесса осадкообразования в условиях вынужденной конвекции моторного авиационного масла. Сделан вывод, что применение электростатических полей будет способствовать увеличению коэффициента теплоотдачи к моторному авиационному маслу и предотвращению осадкообразования на стенках горячего канала.

Ключевые слова: авиационные двигатели, система смазки авиационного двигателя, экспериментальная установка, процесс осадкообразования, электростатические поля, тепловые процессы

Известно, что 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).

Авторами доклада хорошо исследован и изучен процесс осадкообразования в условиях естественной конвекции моторных авиационных масел при различных давлениях и температурах [1–10].

На основе проведенных исследований разработаны методы борьбы с осадкообразованием на нагреваемых металлических поверхностях в объеме различных моторных авиационных масел. Одним из эффективных способов предотвращения осадка является применение электростатических полей. Для исследования эффективности влияния электростатических полей на предотвращение осадка в условиях вынужденной конвекции моторных авиационных масел необходимо разработать и создать экспериментальную установку и рабочие участки.

Разработанная экспериментальная установка состоит из масляного бака, масляного насоса, рабочего участка, сливного бака, соединительных каналов, приборов замера расхода, давления и температуры масла, а также температуры металлического

канала. Особенностью данной установки является то, что открывается возможность проведения экспериментальных исследований без влияния электростатических полей и с полями — при различных скоростях прокачки масла, при различных давлениях и плотностях теплового потока рабочей нагреваемой трубки. Рабочий участок состоит из сменной рабочей трубки, внутри которой расположена подвижная термopара с отогнутым корольком для замера температуры нагрева внутренней стенки рабочей трубки при различных рабочих параметрах — без влияния и с влиянием электростатических полей. Нагреваемая Джоулевым теплом рабочая трубка расположена в цилиндрическом канале из оргстекла с возможностью обтекания и охлаждения моторным авиационным маслом. Две соосные рабочие иглы расположены перпендикулярно каналу и трубке в центре ее длины с обеспечением работы гидродинамики электрического ветра в прокачиваемом масляном канале. Сменные рабочие трубки подготовлены из нержавеющей стали и из меди.

Первый этап экспериментальных исследований планируется без применения электростатических полей, второй — с их применением.

Данная экспериментальная установка позволит определить:

- скорость осадкообразования на различных нагреваемых металлических поверхностях при различных термодинамических условиях моторных авиационных масел;
- площадь рабочей трубки без осадка при влиянии электростатических полей;
- границы применимости электростатических полей при прокачке моторных авиационных масел: для борьбы с осадкообразованием; для повышения интенсификации теплоотдачи к моторным авиационным маслам в условиях их вынужденной конвекции.

Результаты экспериментальных исследований на данной установке позволят создавать новые и более эффективные системы смазки и охлаждения двигателей ЛА.

Литература

- [1] Бабкин В.И., Алексахин 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. М.-Берлин: Директ-Медиа, 2016. 482 с.
- [3] Яновский Л.С., Дубовкин Н.Ф., Галимов Ф.М. Горюче-смазочные материалы для авиационных двигателей. Казань: Изд-во «Мастер Лайн», 2002. 400 с.
- [4] Алтуни В.А., Алтуни К.В., Алиев И.Н., Щиголев 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. DOI: 10.18698/0536-1044-2015-10-47-57
- [5] Алтуни 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: мат. докл. всерос. науч.-практ. конф. («АКТО–2018»). (Казань, 8–10 августа 2018 г.). Казань: Изд-во Казан. гос. техн. ун-та, 2018. Т. 1. С. 365–369.
- [6] Алтуни В.А., Львов М.В., Зырянов С.П., Яновская М.Л. Разработка экспериментальной базы для исследования тепловых процессов в авиационных моторных маслах // Авиакосмические технологии (АКТ–2019): тез. XX Междунар. науч.-техн. конф. Воронеж: Изд-во ООО Фирма «Элистр», 2019. С. 11–12.
- [7] Алтуни 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 // Тр. 54 Чте-

ний, посвященных разработке научного наследия и развитию идей К.Э. Циолковского. (Калуга, 17–18 сентября 2019 г.). Казань: Изд-во Казанского университета, 2020. С. 77–82.

- [8] Алтунин В.А., Львов М.В., Каськов А.С., Щиголов А.А. Разработка способов борьбы с осадкообразованием в системах смазки двигателей летательных аппаратов // Академические Жуковские чтения: сб. научных статей 8-ой международ. науч.-практ. конф. (Воронеж, 25–26 ноября 2020 г.). Воронеж: Изд-во ВУНЦ ВВС «ВВА», 2020. С. 23–24.
- [9] Алтунин В.А., Алтунин К.В., Львов М.В., Щиголов 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: 10.34759/tpt-2021-13-8-357-384
- [10] Львов М.В., Каськов А.С., Щиголов А.А., Мухаметшин А.А., Яновская М.Л., Алтунин В.А. Проблемы осадкообразования в системах смазки двигателей летательных аппаратов // 16-ые Королёвские чтения: сб. матер. междунар. молодежной научн. конф. (5–7 октября 2021 г.). Самара: Изд-во Самарского ун-та, 2021. Т. 1. С. 240–241.

Development of the Experimental Installation for Studying the Influence of Electrostatic Fields on Thermal Processes in Motor Aviation Oils under Forced Convection

L'vov Mikhail Valerevich

miha.lev@mail.ru

KNRTU-KAI

Altunin Vitaly Alekseevich

altspacevi@yahoo.com

KNRTU-KAI

The report shows the structural diagrams of a new experimental installation for forced convection of motor aviation oils — without and with the use of electrostatic fields. The experimental setup provides comprehensive studies of the negative process of sedimentation under conditions of forced convection of aviation engine oil. The use of electrostatic fields will help to increase the coefficient of heat transfer to aviation engine oil and prevent sedimentation on the walls of the hot channel.

Keywords: aircraft engines, aircraft engines lubrication system, sedimentation process, experimental installation, electrostatic fields, thermal processes

References

- [1] Babkin V.I., Aleksashin A.A., Yanovskiy L.S., Dunayev S.V., Khurumova A.F. Otechestvennyye smazochnyye masla dlya aviatsionnykh gazoturbinnnykh dvigateley: problemy i perspektivy [Domestic lubricating oils for aviation gas turbine engines: problems and prospects]. Dvigatel' [Engine], 2012, no. 5 (83), pp. 8–11. (In Russ.).
- [2] Yanovskiy L.S., Kharin A.A., Babkin V.I. Osnovy khimmotologii [Fundamentals of chemmotology]. Moscow-Berlin, Direkt-Media Publ., 2016, 482 p. (In Russ.).
- [3] Yanovskiy L.S., Dubovkin N.F., Galimov F.M. Goryuche-smazochnyye materialy dlya aviatsionnykh dvigateley [Fuels and lubricants for aircraft engines]. Kazan, "Master LayN" Publ., 2002, 400 p. (In Russ.).
- [4] Altunin V.A., Altunin K.V., Aliyev I.N., Shchigolev A.A., Platonov Ye.N. Razrabotka sposobov uvelicheniya resursa i nadezhnosti sistem smazki dvigateley vnutrennego sgoraniya nazemnogo transporta [Methods for life-extension and increase of reliability of lubrication systems in internal combustion engines used in ground transportation]. Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedeniy. Mashinostroyeniye [BMSTU Journal of Mechanical Engineering], 2015, no. 10 (667), pp. 47–57. (In Russ.). DOI: 10.18698/0536-1044-2015-10-47-57
- [5] Altunin V.A., L'vov M.V., Kas'kov A.S. Puti resheniya problem osadkoobrazovaniya v motornykh maslakh dvigateley i energoustanovok nazemnogo, vozдушного i aerokosmicheskogo baziro-

- vaniya [Ways to solve the problems of sedimentation in engine oils of engines and power plants of ground, air and aerospace basing]. Novyye tekhnologii, materialy i oborudovaniye Rossiyskoy aviakosmicheskoy otrasli («AKTO–2018») [New technologies, materials and equipment of the Russian aerospace industry: ("ACTO–2018")]: materials of reports of the All-Russian Scientific-practical conferences (Kazan, 8–10 august 2018 g.). Kazan, Kazan. gos. tekhn. un-ta Publ., 2018, vol. 1, pp. 365–369. (In Russ.).
- [6] Altunin V.A., L'vov M.V., Zyryanov S.P., Yanovskaya M.L. Razrabotka eksperimental'noy bazy dlya issledovaniya teplovykh protsessov v aviatsionnykh motornykh maslakh [Development of an experimental base for the study of thermal processes in aviation engine oils]. Aviakosmicheskiye tekhnologii (AKT–2019) [Aerospace technologies (ACT–2019)]: theses XX International scientific and technical conferences. Voronezh, OOO Firma "Elist" Publ., 2019, pp. 11–12. (In Russ.).
- [7] Altunin V.A., L'vov M.V., Kas'kov A.S., Shchigolev A.A., Yanovskaya M.L. Analiz effektivnosti primeneniya elektrostaticheskikh poley v sushchestvuyushchikh i perspektivnykh sistemakh smazki dvigateley letatel'nykh apparatov vozdušnogo i aerokosmicheskogo bazirovaniya [Analysis of the effectiveness of the use of electrostatic fields in existing and prospective lubrication systems for aircraft engines of air and aerospace basing]. Trudy 54 Chteniy, posvyashchennykh razrabotke nauchnogo naslediya i razvitiyu idey K.E. Tsiolkovskogo [Proceedings of 54 Readings devoted to the development of scientific heritage and the development of K.E. Tsiolkovsky's ideas], (Kaluga, 17–18 September 2019 g.). Kazan, Kazanskii universitet Publ., 2020, pp. 77–82. (In Russ.).
- [8] Altunin V.A., L'vov M.V., Kas'kov A.S., Shchigolev A.A. Razrabotka sposobov bor'by s osadkoobrazovaniyem v sistemakh smazki dvigateley letatel'nykh apparatov [Development of ways to combat sedimentation in aircraft engine lubrication systems]. Akademicheskkiye Zhukovskiyeye chteniya [Academic Zhukovsky readings]: collection of scientific articles of the 8th International Scientific and Practical Conference. (Voronezh, 25–26 November 2020 g.). Voronezh, VUNTS VVS "VVA" Publ., 2020, pp. 23–24. (In Russ.).
- [9] Altunin V.A., Altunin K.V., L'vov M.V., Shchigolev A.A., Aliyev I.N., Yanovskaya M.L. Problemy sistem smazki aviatsionnykh dvigateley [Problems of aircraft engine lubrication systems]. Teplovyeye protsessy v tekhnike [Thermal processes in engineering], 2021, vol. 13, no. 8, pp. 357–384. DOI: 10.34759/tpt-2021-13-8-357-384 (In Russ.).
- [10] L'vov M.V., Kas'kov A.S., Shchigolev A.A., Mukhametshin A.A., Yanovskaya M.L., Altunin V.A. Problemy osadkoobrazovaniya v sistemakh smazki dvigateley letatel'nykh apparatov [Problems of sedimentation in the lubrication systems of aircraft engines]. 16-yye Korolevskiyeye chteniya [16th Korolevskie Readings]: collection of materials of the International Youth scientific conference. (5–7 October 2021 g.). Samara, Samarskii un-ta Publ., 2021, vol. 1, pp. 240–241. (In Russ.).

УДК 533.69

Подъемная сила конических звездообразных тел при сверхзвуковых скоростях

Максимов Федор Александрович

f_a_maximov@mail.ru

НИИ механики МГУ имени М.В. Ломоносова

Зубин Михаил Адольфович

zubinma@mail.ru

НИИ механики МГУ имени М.В. Ломоносова

Теоретические и экспериментальные исследования показали, что тела звездообразной формы при сверхзвуковых скоростях позволяют значительно снизить аэродинамическое сопротивление. С учетом того, что минимальное сопротивление реализуется на режимах с присоединенными к передним кромкам ударными волнами, теоретические и расчетные исследования базировались на данных моделирования в одном цикле звездообразного те-

ла. При нулевом угле атаки этого достаточно, чтобы дать оценку коэффициента сопротивления. О характеристиках тел звездообразной формы при углах атаки имеются ограниченные экспериментальные результаты. Цель данной работы — получить оценку коэффициента подъемной силы тел звездообразной формы.

Ключевые слова: сверхзвуковое обтекание, звездообразные тела, аэродинамические коэффициенты, эксперимент, численное моделирование

Теоретические и экспериментальные исследования [1, 2] показали, что тела звездообразной формы при сверхзвуковых скоростях позволяют значительно снизить аэродинамическое сопротивление. С учетом того, что минимальное сопротивление реализуется на режимах с присоединенными к передним кромкам ударными волнами, теоретические и расчетные исследования базировались на данных моделирования в одном цикле звездообразного тела. При нулевом угле атаки этого достаточно, чтобы дать оценку коэффициента сопротивления. О характеристиках тел звездообразной формы при углах атаки имеются ограниченные экспериментальные результаты [3, 4]. Цель данной работы получить оценку коэффициента подъемной силы тел звездообразной формы.

На основе модели невязкого газа реализован алгоритм согласованного расчета всех циклов, позволяющей построить обтекание звезды в целом, в том числе и при наличии угла атаки. Если кромки звездообразного тела являются сверхзвуковыми и около них реализуется режим течения с присоединенной ударной волной или волной разрежения, то внутри каждого цикла строится своя расчетная сетка. В зависимости от параметров геометрии возможно использование двух вариантов построения сетки: либо из набора лучей из кромок [5], либо из набора кривых Безье, соединяющих две кромки [6]. Если хотя бы одна кромка звездообразного тела является дозвуковой, то необходимо рассматривать течение около звёздообразного тела в целом. Сетка в этом случае строится с помощью конформного отображения внешности единичного круга на внешность звезды. Для всех способов построения расчетной сетки реализован алгоритм решения задачи о сверхзвуковом обтекании звездообразного тела на основе уравнений Эйлера в коническом приближении.

Тестовые расчеты в условиях, когда моделирование может быть реализовано при разных подходах к построению расчетной сетки, показали, что результаты по оценке аэродинамических свойств не зависят от использованного подхода, но для повышения качества разрешения ударных волн и других особенностей течения может требоваться значительно разное количество узлов расчетной сетки.

Для подтверждения достоверности расчетного коэффициента нормальной силы проводились испытания в аэродинамической трубе серии моделей звездообразных тел при числе Маха $M = 6$ в диапазоне углов атаки до 10° . Результаты экспериментального и численного исследований хорошо согласуются.

Выполнены параметрические расчеты по числу Маха при угле атаки в один градус звездообразных тел с различным числом циклов при нескольких значениях стреловидности передней кромки. Результаты обработаны в параметрах линейной теории тонкого крыла. Важным является то, что существенный вклад в величину подъемной силы звездообразных тел вносит клиновидный профиль сечения. Данный факт для плоских крыльев показан в [7].

По результатам расчетов для звездообразного тела с числом циклов $n = 4$ предложена формула оценки коэффициента подъемной силы. В формуле к слагаемому, соответствующему линейной теории, добавляется член, который линейно зависит от

величины угла между нормалью к поверхности тела и осью тела. Для прогнозирования характеристик с большим числом циклов (до $n = 12$) получен коэффициент изменения подъемной силы относительно коэффициента подъемной силы при $n = 4$.

Проведены расчеты в широком диапазоне изменения по углам крена и атаки. Для звездообразного тела с числом циклов $n = 2$ и 3 подъемная сила значительно зависит угла крена, а при $n = 4$ и больше зависимость подъемной силы от угла крена проявляется только при больших углах атаки. Результаты тестовых расчетов подтверждают, что разработанный метод моделирования позволяет проводить расчеты в широком диапазоне изменения определяющих параметров задачи, в том числе и при значительных углах атаки (до 25 градусов).

Решение в рамках уравнений Эйлера согласно предложенным в [2] методикам дополнено алгоритмами определения коэффициентов трения и донного сопротивления, что позволяет получить не только волновое сопротивление, но также и полное сопротивление звездообразного тела. По результатам расчетов получены зависимости полного сопротивления от параметров задачи. В частности, расчеты проведены для определения геометрических параметров звездообразного тела с минимально возможными значениями полного сопротивления.

Разработаны методы расчета обтекания звездообразного тела под углом атаки. Результаты расчетов хорошо согласуются с экспериментальными данными по величинам аэродинамических коэффициентов. По результатам параметрических расчетов предложена модель оценки коэффициента подъемной силы в зависимости от определяющих параметров.

Литература

- [1] Зубин М.А., Лапыгин В.И., Остапенко Н.А. Теоретическое и экспериментальное исследование структуры сверхзвукового обтекания тел звездообразной формы и их аэродинамических характеристик // Изв. АН СССР. МЖГ. 1982. Т. 17. № 3. С. 34–40.
- [2] Остапенко Н.А. Аэродинамическое сопротивление пространственных тел со звездообразным поперечным сечением при сверхзвуковых скоростях и проблемы его расчета // Изв. РАН. МЖГ. 1993. Т. 28. № 1. С. 57–69.
- [3] Ведерников Ю.А., Гонор А.Л., Зубин М.А., Остапенко Н.А. Аэродинамические характеристики звездообразных тел при числах $M = 3-5$ // Изв. АН СССР. МЖГ. 1981. Т. 16. № 4. С. 88–93.
- [4] Зубин М.А., Остапенко Н.А. Аэродинамические характеристики и запас устойчивости конических звездообразных тел сверхзвуковых скоростях // Изв. АН СССР. МЖГ. 1992. Т. 27. № 6. С. 142–150.
- [5] Зубин М.А., Максимов Ф.А., Остапенко Н.А. О некоторых особенностях структуры течения в ударных слоях конических течений газа // Изв. АН СССР. МЖГ. 2014. Т. 49. № 6. С. 118–134.
- [6] Максимов Ф.А., Остапенко Н.А. V-образные крылья с углом раскрытия, большим π , при сверх- и гиперзвуковом обтекании // Доклады РАН. 2016. Т. 469. № 6. С. 680–685.
- [7] Келдыш В.В. Влияние формы несущего тела на его подъемную силу при сверхзвуковых и гиперзвуковых скоростях полета // Ученые записки ЦАГИ. 1974. Т. 5. № 2. С. 19–26.

Lift Force of Conical Star-Shaped Bodies in Supersonic Speeds

Maksimov Fedor Aleksandrovich

f_a_maximov@mail.ru

Institute of Mechanics of Lomonosov Moscow State University

Zubin Mikhail Adolfovich

zubinma@mail.ru

Institute of Mechanics of Lomonosov Moscow State University

Theoretical and experimental studies have shown that star-shaped bodies at supersonic speeds can significantly reduce aerodynamic drag. Taking into account the fact that the minimum resistance is realized in modes with shock waves attached to the leading edges, theoretical and computational studies were based on modeling data in one cycle of a star-shaped body. At zero angle of attack, this is sufficient to give an estimate of the drag coefficient. There are limited experimental results on the characteristics of a star-shaped body at angles of attack. The purpose of this work is to obtain an estimate of the lift coefficient of star-shaped bodies.

Keywords: *supersonic flow, star-shaped bodies, aerodynamic coefficients, experiment, numerical simulation*

References

- [1] Zubin M.A., Lapygin V.I., Ostapenko N.A. Teoreticheskoe i eksperimental'noe issledovanie struktury sverkhzvukovogo obtekaniya tel zvezdoobraznoy formy i ikh aerodinamicheskikh kharakteristik [Theoretical and experimental study of the structure of supersonic flow around star-shaped bodies and their aerodynamic characteristics]. *Izv. AN SSSR. MZhG [Fluid Dynamics]*, 1982, vol. 17, no. 3, pp. 34–40. (in Russ.).
- [2] Ostapenko N.A. Aerodinamicheskoe soprotivlenie prostranstvennykh tel so zvezdoobraznym poperechnym secheniem pri sverkhzvukovykh skorostyakh i problemy ego rascheta [Aerodynamic resistance of spatial bodies with star-shaped cross-section at supersonic speeds and the problems of its calculation]. *Izv. RAN. MZhG [Fluid Dynamics]*, 1993, vol. 28, no. 1, pp. 57–69. (in Russ.).
- [3] Vedernikov Yu.A., Gonor A.L., Zubin M.A., Ostapenko N.A. Aerodinamicheskie kharakteristiki zvezdoobraznykh tel pri chislakh $M = 3-5$ [Aerodynamic characteristics of star-like bodies at numbers $M = 3-5$]. *Izv. AN SSSR. MZhG [Fluid Dynamics]*, 1981, vol. 16, no. 4, pp. 88–93. (in Russ.).
- [4] Zubin M.A., Ostapenko N.A. Aerodinamicheskie kharakteristiki i zapas ustoychivosti konicheskikh zvezdoobraznykh tel sverkhzvukovykh skorostyakh [Aerodynamic characteristics and stability margin of conical star-shaped bodies at supersonic speeds]. *Izv. AN SSSR. MZhG [Fluid Dynamics]*, 1992, vol. 27, no. 6, pp. 142–150. (in Russ.).
- [5] Zubin M.A., Maksimov F.A., Ostapenko N.A. O nekotorykh osobennostyakh struktury techeniya v udarnykh sloyakh konicheskikh techeniy gaza [On some features of the structure of flow in shock layers of conical gas flows]. *Izv. AN SSSR. MZhG [Fluid Dynamics]*, 2014, vol. 49, no. 6, pp. 118–134. (in Russ.).
- [6] Maksimov F.A., Ostapenko N.A. V-obraznye krylya s uglom raskrytiya, bol'shim π , pri sverkh- i giperzvukovom obtekani [V-shaped wings with an opening angle exceeding π at super- and hypersonic flow velocities]. *Doklady RAN [Doklady Physics]*, 2016, vol. 469, no. 6, pp. 680–685. (in Russ.).
- [7] Keldysh V.V. Vliyaniye formy nesushchego tela na ego podemnyuyu silu pri sverkhzvukovykh i giperzvukovykh skorostyakh poleta [Effect of the shape of the supporting body on its lift at supersonic and hypersonic flight speeds]. *Uchenye zapiski TsAGI [Scientific Notes of TsAGI]*, 1974, vol. 5, no. 2, pp. 19–26. (in Russ.).

УДК 533.69

Структуры течения в ударном слое около ромбовидных крыльев при их несимметричном обтекании

Максимов Федор Александрович

f_a_maximov@mail.ru

НИИ механики МГУ имени М.В. Ломоносова

Зубин Михаил Адольфович

zubinma@mail.ru

НИИ механики МГУ имени М.В. Ломоносова

Представлены результаты численного и экспериментального исследований несимметричного обтекания ромбовидных крыльев на режимах со сверхзвуковыми передними кромками при числе Маха $M = 3$. В численном исследовании в рамках модели идеального газа сверхзвукового несимметричного обтекания ромбовидного крыла обнаружены разнообразные структуры течения в ударном слое в зависимости от числа Маха, углов атаки и скольжения, обусловленные наличием точки излома поперечного контура крыла. Эксперименты с применением различных методик показали, что в реальном течении режимы с единственной особенностью Ферри не существуют. Установлено, что при обтекании ромбовидного крыла с центрированной волной разрежения в окрестности центральной хорды на подветренной консоли реализуются режимы с отрывом пограничного слоя. Расчеты показали, что при учете вязкости численное решение хорошо согласуется с экспериментальными данными.

Ключевые слова: сверхзвуковое обтекание, ромбовидное крыло, вихревые структуры, эксперимент, численное моделирование

В численном исследовании в рамках модели идеального газа [1] сверхзвукового несимметричного обтекания ромбовидного крыла (V -образное крыло с углом раскрытия большим 180°) были обнаружены разнообразные, ранее неизвестные структуры течения в ударном слое в зависимости от числа Маха, углов атаки и скольжения, обусловленные наличием точки излома поперечного контура крыла. В частности, в экспериментах при числе Маха $M = 3$ [2] подтверждено существование режимов течения со срывом потока с наветренной консоли и наличием вихря за точкой излома поперечного контура на режимах обтекания со скольжением при дозвуковом поперечном течении в окрестности центральной хорды крыла.

При реализации в окрестности точки излома контура условий, допускающих существование центрированной волны разрежения, вихрь сдвигается вниз по потоку вдоль поверхности крыла, а перед ним образуется ударная волна.

При увеличении угла скольжения режимы течения со смещенным вниз по потоку вихрем, перед которым существует ударная волна, сменяются режимами с единственной вихревой структурой и ударной волной перед ней (вихревой особенностью Ферри, в которую входят все линии, попавшие от двух передних кромок в ударный слой).

Для умеренных чисел Маха при дальнейшем увеличении угла скольжения либо сохраняется режим с единственной особенностью Ферри, либо сменяется режимом с еще более смещенным вниз по потоку вихрем, сопровождаемым лямбда-конфигурацией ударных волн, подобной структуре, реализующейся при отрыве турбулентного пограничного слоя.

Эксперименты при числе Маха $M = 3$ с применением различных методик, в частности, визуализации картин предельных линий тока на поверхности крыла, показали, что в реальном течении режимы с единственной особенностью Ферри не существуют.

Установлено, что при обтекании ромбовидного крыла с центрированной волной разрежения в окрестности центральной хорды на подветренной консоли реализуются режимы с отрывом пограничного слоя. Образующиеся линии стекания и растекания ограничивают коническую область отрыва (возвратного течения), передняя граница которой — линия отрыва (стекания) либо совпадает с линией излома контура крыла, либо располагается на некотором удалении от нее.

Для учета эффектов вязкости и моделирования турбулентного пограничного слоя, расчетная модель была расширена до уравнений Навье-Стокса в приближении тонкого слоя [3] с введением турбулентной вязкости согласно модели [4]. Если рассматривается крыло с передними кромками нулевой стреловидности, то реализованный метод построения расчетной сетки [1] и граничное условие коничности течения на боковых границах могут быть применены не только для невязкой задачи, но и для вязкой. Для адекватного описания функций в пограничном слое, узлы при построении сетки сгущаются по нормали к поверхности тела. Фактически, в вязкой задаче дополнительно рассчитываются основные члены диссипативной функции и ставится условие прилипания на поверхности крыла.

Расчеты, проведенные для чисел Маха $M = 3$ и Рейнольдса $Re \approx 1,3 \cdot 10^7$, показали, что при учете вязкости численное решение хорошо согласуется с экспериментальными данными. Есть соответствие по положению линий стекания (линия отрыва на удалении от точки излома контура крыла) и растекания (ограничивающей область отрыва), по распределению давления на поверхности крыла.

Литература

- [1] Максимов Ф.А., Остапенко Н.А. V-образные крылья с углом раскрытия, большим π , при сверх- и гиперзвуковом обтекании // Доклады РАН. 2016. Т. 469. № 6. С. 680–685.
- [2] Zubin M.A., Maksimov F.A., Ostapenko N.A. O režimakh obtekaniya rombovidnogo kryla so sryvnym vixrem v udarnom sloe // Доклады РАН. 2017. Т. 477. № 4. С. 410–414.
- [3] Максимов Ф.А., Чураков Д.А., Шевелев Ю.Д. Разработка математических моделей и численных методов для решения задач аэродинамического проектирования на многопроцессорной вычислительной технике // Журнал вычислительной математики и математической физики. 2011. Т. 51. № 2. С. 303–328.
- [4] Baldwin B., Lomax H. Thin layer approximation and algebraic model for separated turbulent flow // AIAA 16th Aerospace Sciences Meeting. AIAA, 1978. Vol. 257. DOI: 10.2514/6.1978-257

Flow Structures in the Shock Layer near Rhomboid Wings their Non-symmetric Flow

Maksimov Fedor Aleksandrovich

f_a_maximov@mail.ru

Institute of Mechanics of Lomonosov Moscow State University

Zubin Mikhail Adolfovich

zubinma@mail.ru

Institute of Mechanics of Lomonosov Moscow State University

The results of numerical and experimental studies of asymmetric flowing of diamond-shaped wings in the modes with supersonic leading edges at Mach number $M = 3$ are presented. A numerical study within the framework of the ideal gas model of supersonic asymmetric flow in the lozenge wing revealed a variety of flow structures in the shock layer depending on the Mach number, angles of attack and slip, due to the presence of the breaking point of the wing's transverse contour. Experiments using different techniques have shown that in the real flow modes with a single

Ferri feature do not exist. It is found that the flow around a diamond-shaped wing with centered rarefaction wave in the vicinity of the central chord on the leeward console realizes the modes with the boundary layer tearing off. The calculations have shown that the numerical solution agrees well with the experimental data when viscosity is taken into account.

Keywords: *supersonic flow, diamond wing, vortex structures, experiment, numerical simulation*

References

- [1] Maksimov F.A., Ostapenko N.A. V-shaped wings with an opening angle exceeding π at super- and hypersonic flow velocities. Doklady Physics, 2016, vol. 61, no. 8, pp. 412–417.
- [2] Zubin M.A., Maksimov F.A., Ostapenko N.A. Flow-Around Modes for a Rhomboid Wing with a Stall Vortex in the Shock Layer. Doklady Physics, 2017, vol. 62, no 12, pp. 533–537.
- [3] Maksimov F.A., Churakov D.A., Shevelev Yu.D. Development of Mathematical Models and Numerical Methods for Aerodynamic Design on Multiprocessor Computers. Computational Mathematics and Mathematical Physics, 2011, vol. 51, no. 2, pp. 284–307.
- [4] Baldwin B., Lomax H. Thin layer approximation and algebraic model for separated turbulent flow. AIAA 16th Aerospace Sciences Meeting. AIAA, 1978, vol. 257. DOI: 10.2514/6.1978-257

УДК 533.6.071.3

Экспериментальные исследования потоков в плоских каналах

Рулева Лариса Борисовна

ruleva@ipmnet.ru

Институт проблем механики им. А.Ю. Ишлинского РАН

Солодовников Сергей Сванович

sis63@yandex.ru

Институт проблем механики им. А.Ю. Ишлинского РАН

Аэротермодинамика фрагментов высокоскоростных аппаратов экспериментально исследовалась на моделях в лабораторной установке кратковременного действия «Гиперзвуковая ударная аэродинамическая труба». Экспериментально получены газодинамические характеристики модели плоского канала, образованного полуклином и затупленными кромками, в потоке на числах Маха $M = 7$. Показаны распределения давлений на поверхностях плоского канала. Измерены температуры и тепловые потоки в локальных областях затупленной кромки при воздействии потока. Приведены технические возможности оборудования.

Ключевые слова: *гиперзвуковая ударная аэродинамическая труба, газовый поток, модели, эксперимент*

Конструкторские разработки воздухозаборников высокоскоростных летательных аппаратов проводятся совместно с математическим и физическим моделированием аэротермодинамики в условиях полета [1]. Имитацию входной группы воздухозаборника наиболее просто осуществить на моделях плоского канала, образованного полуклином и затупленной кромкой. Математическое моделирование аэротермодинамики моделей в газовом потоке с заданными параметрами требует экспериментального подтверждения расчетов.

Экспериментальная модель плоского канала была представлена в виде верхнего полуклина и двух взаимозаменяемых нижних затупленных кромок. Физическое моделирование воздействий высокоскоростных потоков на локальные области плоских

каналов проведено в лабораторной установке «Гиперзвуковая ударная аэродинамическая труба» (ГУАТ), моделирование режимов которой выполнено в работах [2, 3]. Установка содержит вакуумный блок с моделями перед соплом, а газовый напор на входе в сопло создается ударной волной, образованной в тракте ударной трубы. В газодинамическом эксперименте важна регистрация высокоэнтропийного потока газа вдоль всего тракта ГУАТ и на поверхностях плоского канала.

ГУАТ является установкой кратковременного действия, поэтому увеличение ее рабочего времени и времени квазистационарного течения гиперзвукового потока из сопла [4] особенно важно для сравнительного анализа математического и физического моделирования. Заданные режимы предполагают разную длительность существования начального квазистационарного истечения потока из сопла, «полочки», длительностью 1...7 мс. Этот интервал был пригоден для сравнения математического и физического моделирования [4].

Для процесса валидации потребовалась предварительная качественная техническая подготовка экспериментальных работ, апробация новых датчиков и оборудования, пробные запуски, а также реестр сформулированных расчетом тестовых задач [2, 3]. По результатам численного моделирования параметров газового потока в рабочей и измерительной частях ГУАТ выявлены характерные режимы для экспериментальных проверок.

Давления в камере низкого давления фиксировано 36×10^5 Па, в камере низкого давления находится в диапазоне $10^2 \dots 10^5$ Па, в аэродинамическом блоке (ресивере) глубина вакуумирования составила от 10^{-7} до 10^{-10} Па. Высокочастотные (500 кГц) сертифицированные датчики давления установлены по всему тракту ГУАТ и на моделях. На внутренней поверхности плоского канала моделей были внедрены также датчики теплового потока с низкой инерцией (5 мкс). Образцы изготовленных в лаборатории датчиков теплового потока калориметрического типа были градуированы по сертифицированным термопарным коаксиальным датчикам. Вибрация модели в потоке контролировалась малогабаритным (0,005 кг) трехосным акселерометром. Система обработки сигналов датчиков была представлена аналого-цифровыми преобразователями (АЦП) с частотой 10 МГц. В экспериментах применены нижние кромки с радиусами затупления 2 мм. Нижняя кромка находилась на дистанции 20 мм от верхней модели и сдвигалась вдоль оси от 40 до 47 мм для получения желаемой структуры отражений. Поперечный размер моделей 70 мм для чисел Маха $M = 7$ соответствовал экспериментальной проверке равномерности потока из конического сопла [5]. Однако при увеличении скорости потока поперечный размер моделей должен быть меньше, что следует из математического моделирования [3].

Методика измерений на установке ГУАТ основывалась на принципе прямых измерений, без промежуточных расчетов. Метод люминесцентных преобразователей температуры [6], имеющий преимущества по пространственному измерению, но включающий в себя повторные эксперименты и расчеты по восстановлению области светимости был заменен на измерения тепловыми датчиками в локальных областях.

Экспериментально получено точечное распределение давлений на поверхностях моделей плоского канала до 4,5 кПа. Скачки температуры на поверхности модели при запуске сопла от температуры при первоначальном давлении среды $10^{-8} \dots 10^{-10}$ Па до давления торможения составили до 4,5 К на нижней затупленной кромке. Тепловые потоки на поверхностях плоских каналов составили 2,31...3,27 МВт/м² в тестовых режимах. Наибольшая теплопередача наблюдалась на поверхности нижней кромки по линии присоединения скачка уплотнения от верхнего полуклина и дей-

ствующего потока. Ударно-волновые структуры, возникающие в процессе истечения потока на модель, регистрировались высокоскоростной видеокамерой. Время экспозиции составляло 2 мкс.

Выявлено влияние глубины быстрого вакуумирования на снижение температуры среды перед запуском сопла.

В ходе экспериментальных исследований плоских каналов были изготовлены и успешно внедрены в работу калориметрические датчики теплового потока. Выявлены области повышенного давления и температуры. Физическое моделирование показало устойчивые области максимальных давлений и температур.

Литература

- [1] 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: 10.1016/j.paerosci.2019.02.001
- [2] Суржилов 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 11.11.2021).
- [3] Суржилов 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 11.11.2021).
- [4] Panasenko A.V., Ruleva L.B., Solodovnikov S.I. Increasing hypersonic aerodynamic shock tube working time duration // Conf. Series: Materials Science and Engineering. IOP Publishing, 2020. Vol. 927. Art. no. 012082 DOI: 10.1088/1757-899X/927/1/012082
- [5] Иванов И.Э., Котов М.А., Рулева Л.Б., Солодовников С.И. Исследование функционирования соплового блока гиперзвуковой ударной аэродинамической трубы // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2018. Т. 19. Вып. 3. URL: <http://chemphys.edu.ru/issues/2018-19-3/articles/748/> (дата обращения 11.11.2021).
- [6] Mosharov V., Radchenko V., Senuiev I., Kotov M., Ruleva L., Solodovnikov S., Surzhikov S. Preliminary experimental results of heat flux surface field registration at the hypersonic aerodynamic shock tube using temperature sensitive paint // Journal of Physics: Conference Series, IOP Publishing (Bristol, UK, England). 2018. 1009. p. 012036. DOI: 10.1088/1742-6596/1009/1/012036

Experimental Studies of Flows in Flat Channels

Ruleva Larisa Borisovna

ruleva@ipmnet.ru

Ishlinsky Institute for Problems in Mechanics RAS

Solodovnikov Sergey Ivanovich

sis63@yandex.ru

Ishlinsky Institute for Problems in Mechanics RAS

The high-speed vehicles fragments aerothermodynamics was experimentally studied on models in a laboratory installation of short-term action "Hypersonic aerodynamic shock tube". The gas-dynamic characteristics of a model with a flat channel formed by a semi wedge and blunted edges in the flow at Mach numbers $M = 7$ were investigated. Pressure distributions on surfaces in a flat channel were obtained. Temperatures and heat flows were measured in local areas of the blunted edge when exposed to the flow. Areas of increased pressures and temperatures were identified. The technical capabilities of the equipment used were given.

Keywords: hypersonic aerodynamic shock tube, gas flow, models, experiment

References

- [1] 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: 10.1016/j.paerosci.2019.02.001
- [2] Surzhikov S.T. Raschetnye iskhodnye dannye dlya resheniya testovykh zadach v rabochey zone giperzvukovoy udarnoy aerodinamicheskoy trubyy GUAT laboratorii RadGD IPMech RAN [Calculated initial data for solving test problems in the working area of the hypersonic shock wind tunnel HAST of the RadGDLaboratory of the IPMech RAS]. Fiziko-khimicheskaya kinetika v gazovoy dinamike [Physical-Chemical Kinetics in Gas Dynamics], 2021, vol. 22, iss. 1. Available at: <http://chemphys.edu.ru/issues/2021-22-1/articles/930/> (accessed November 11, 2021). (in Russ.).
- [3] Surzhikov S.T. Raschetnye iskhodnye dannye dlya resheniya testovykh zadach v izmeritel'noy sektsii giperzvukovoy udarnoy aerodinamicheskoy trubyy GUAT laboratorii RadGD IPMech RAN [Calculated initial data for solving test problems in the working area of the hypersonic shock wind tunnel HAST of the RadGDLaboratory of the IPMech RAS]. Fiziko-khimicheskaya kinetika v gazovoy dinamike [Physical-Chemical Kinetics in Gas Dynamics], 2021, vol. 22, iss. 1. Available at: <http://chemphys.edu.ru/issues/2021-22-1/articles/931/> (accessed November 11, 2021). (in Russ.).
- [4] Panasenko A.V., Ruleva L.B., Solodovnikov S.I. Increasing hypersonic aerodynamic shock tube working time duration // Conf. Series: Materials Science and Engineering. IOP Publishing, 2020. Vol. 927. Art. no. 012082 DOI: 10.1088/1757-899X/927/1/012082
- [5] Ivanov I.E., Kotov M.A., Ruleva L.B., Solodovnikov S.I. Issledovanie funktsionirovaniya soploвого блока giperzvukovoy udarnoy aerodinamicheskoy trubyy [The functioning of a removable elongated nozzle in the Hypersonic Aerodynamic Shock Tube]. Fiziko-khimicheskaya kinetika v gazovoy dinamike [Physical-Chemical Kinetics in Gas Dynamics], 2018, vol. 19, iss. 3. Available at: <http://chemphys.edu.ru/issues/2018-19-3/articles/748/> (accessed November 11, 2021). (in Russ.).
- [6] Mosharov V., Radchenko V., Senuev I., Kotov M., Ruleva L., Solodovnikov S., Surzhikov S. Preliminary experimental results of heat flux surface field registration at the hypersonic aerodynamic shock tube using temperature sensitive paint // Journal of Physics: Conference Series, IOP Publishing (Bristol, UK, England). 2018. 1009. p. 012036. DOI: 10.1088/1742-6596/1009/1/012036

УДК 533.72

Исследование релаксационных процессов в высокотемпературных газах на основе классических траекторных расчетов с учетом внутренних степеней свободы молекул, диссоциации и рекомбинации

Русаков Сергей Викторович

dsmc1@mail.ru

Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н. Е. Жуковского

Ерофеев Александр Иванович

alex.ivan.erofeev@gmail.com

Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н. Е. Жуковского

Предложена новая динамическая модель столкновений молекул для метода прямого статистического моделирования Монте-Карло. Параметрами модели служат значения потенциалов межатомного и межмолекулярного взаимодействий и выбираются на основе теоретических и экспериментальных данных. Решена задача о пространственно однородной релаксации смеси двухатомных газов. Показано, что система смеси газов приходит к термодинамическому равновесию. Решена задача о структуре ударной вол-

ны в кислороде. Проведено сравнение численных расчетов с экспериментом по ударным волнам.

Ключевые слова: метод прямого статистического моделирования, структура ударной волны, внутренние степени свободы молекул, диссоциация, рекомбинация, траекторные расчеты

С развитием вычислительной техники и параллельных вычислений стало возможным проведение столкновений молекул с помощью траекторных расчетов, которые основаны на законах классических уравнений движения [1, 2]. В данной работе потенциальная энергия системы определялась как сумма энергий парного взаимодействия атомов, и описывалась потенциалами Морзе, параметры которого выделяются для каждой пары атомов и зависят от того, входят ли атомы в одну молекулу, или это атомы, принадлежащие разным молекулам.

Модель имеет динамический характер и отличается от других отсутствием подгоночных параметров, например, для феноменологических моделей параметры варьируются в соответствии с исходными условиями протекания процессов. TRVRD-модель учитывает внутренние степени свободы частиц, такие как вращательные и колебательные, диссоциацию молекул и рекомбинацию атомов в тройных столкновениях. При столкновениях частиц происходит обмен энергиями между их внутренними и поступательными степенями свободы.

В более простом варианте (без учета диссоциации и рекомбинации) описание модели представлено в работе [3].

Тестирование модели проведено на задаче о пространственно-однородной релаксации смеси газов — азота, кислорода и окиси азота NO в произвольных концентрациях. Начальные температуры компонент смеси и отдельных степеней свободы конкретного газа задавались также произвольными. В результате парных или тройных столкновений частиц система приходила к термодинамическому равновесию с одной температурой и с погрешностью менее 10 %.

Решена задача о структуре ударной волны в кислороде. Проведено сравнение с экспериментом [4, 5]. Показано, что использованные в работе простые потенциальные поверхности обеспечивают хорошую согласованность с экспериментальными данными.

Траекторные расчеты требуют больших вычислительных мощностей, поэтому для расчетов применяется распараллеливание вычислительных потоков. Это было сделано с помощью пакета OpenMP для языка программирования Intel Fortran. Коэффициент загрузки процессора ЭВМ (Intel Core i7-2600k 3.4 GHz или Amd Ryzen 9 3950X 3.5 GHz) достигал 75 % и более.

Литература

- [1] Gimelshein S.F., Wysong I.J. Bird's total collision energy model: 4 decades and going strong // *Physics of Fluids*. 2019. Vol. 31. Art. ID 076101. DOI: 10.1063/1.5097706
- [2] Valentini P., Schwartzenruber T.E., Bender J.D., Nompelis I., Candler G.V. Direct molecular simulation of nitrogen dissociation based on an ab initio potential energy surface // *Physics of Fluids*. 2015. Vol. 27. Art. ID 086102. DOI: 10.2514/6.2015-0474
- [3] Ерофеев А.И., Русаков С.В. Применение классических траекторных расчетов столкновения молекул для вычисления коэффициентов переноса и изучения истечения разреженного газа в вакуум // *Ученые записки ЦАГИ*. 2020. Т. LI, № 8. С. 13–28.

- [4] Ибрагимова Л.Б., Левашов В.Ю., Сергиевская А.Л., Шаталов О.П. Моделирование колебательно-диссоциационной кинетики кислорода при температурах 4000–11000 К // Известия РАН. Механика жидкости и газа. 2014. № 1. С. 131–140.
- [5] Ibragimova L.B., Sergievskaya A.L., Levashov V.Yu., Shatalov O.P., Tunik Yu.V. et al. Investigation of oxygen dissociation and vibrational relaxation at temperatures 4000–10800 K // J Chem Phys. 2013. Vol. 139. Art. ID 034317. DOI: 10.1063/1.4813070

Investigation of Relaxation Processes in High-Temperature Gases Based on Classical Trajectory Calculations Taking into Account the Internal Degrees of Freedom of Molecules, Dissociation and Recombination

Rusakov Sergey Viktorovich dsmc1@mail.ru

Central Aerohydrodynamic Institute

Erofeev Alexander Ivanovich alex.ivan.erofeev@gmail.com

Central Aerohydrodynamic Institute

A new dynamic model of molecular collisions is proposed for the direct statistical Monte Carlo simulation. The parameters of the model are the values of the potentials of interatomic and intermolecular interactions and are selected on the basis of theoretical and experimental data. The problem of spatially homogeneous relaxation of a mixture of diatomic gases is solved. It is shown that the gas mixture system comes to thermodynamic equilibrium. The problem of the structure of a shock wave in oxygen has been solved. Comparison of numerical calculations with experiment on shock waves is carried out

Keywords: *direct statistical modeling method, shock wave structure, internal degrees of freedom of molecules, dissociation, recombination, trajectory calculations*

References

- [1] Gimelshein S.F., Wysong I.J. Bird's total collision energy model: 4 decades and going strong. *Physics of Fluids*, 2019, vol. 31, art. ID 076101. DOI: 10.1063/1.5097706
- [2] Valentini P., Schwartzentruber T.E., Bender J.D., Nompelis I., Candler G.V. Direct molecular simulation of nitrogen dissociation based on an ab initio potential energy surface. *Physics of Fluids*, 2015, vol. 27, art. ID 086102. DOI: 10.2514/6.2015-0474
- [3] Erofeev A.I., Rusakov S.V. *Primenenie klassicheskikh traektoriykh raschetov stolknoveniya molekul dlya vychisleniya koeffitsientov perenosa i izucheniya istecheniya razrezhenogo gaza v vakuum* [Application of classical trajectory calculations of molecular collisions for calculating transfer coefficients and studying the flow of rarefied gas into vacuum]. *Uchenye zapiski TsAGI* [Scientific Notes of Central Aerohydrodynamic Institute], 2020, vol. LI, no. 8, pp. 13–28. (In Russ.).
- [4] Ibragimova L.B., Levashov V.Yu., Sergievskaya A.L., Shatalov O.P. *Modelirovanie kolebatel'no-dissotsiatsionnoi kinetiki kisloroda pri temperaturakh 4000–11000 K* [Modeling of vibrational dissociation kinetics of oxygen at temperatures 4000–11000 K]. *Izvestiya RAN. Mekhanika zhidkosti i gaza* [Izvestiya RAS. Fluid and gas mechanics], 2014, no. 1, pp. 131–140. (In Russ.).
- [5] Ibragimova L.B., Sergievskaya A.L., Levashov V.Yu., Shatalov O.P., Tunik Yu.V. et al. Investigation of oxygen dissociation and vibrational relaxation at temperatures 4000–10800 K. *J Chem Phys*, 2013, vol. 139, art. ID 034317. DOI: 10.1063/1.4813070

УДК 533.697.2

Численное моделирование смены типа взаимодействия скачков уплотнения во входном сечении воздухозаборника летательного аппарата

Савелова Карина Эдуардовна
БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова

karinkamurz@yandex.ru

Алексеева Мария Михайловна
БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова

amara96@mail.ru

Исследована смена типа взаимодействия, а также отражения скачков уплотнения во входном сечении канала воздухозаборника высокоскоростного летательного аппарата. Численно определено влияние скорости выдува (как нормального, так и под углом наклона) на газодинамические характеристики течения без влияния энергоподвода и при его наличии. Выявлено, что структуры скачков уплотнения быстро изменяются при небольшой величине вдува или выдува. Наличие энергоподвода влияет на вид возникающих ударно-волновых систем ещё сильнее.

Ключевые слова: ударные волны, выдув, маховское отражение скачков уплотнения, численное моделирование, газодинамические характеристики

Совершая полеты на разных высотах и больших сверхзвуковых скоростях полёта неизбежно изменение взаимодействия скачков уплотнения в канале воздухозаборника летательного аппарата. На входных клиньях генерируются скачки уплотнения, которые в свою очередь взаимодействуют друг с другом и стенками канала воздухозаборника. Изменения в конфигурации течения могут привести к нестабильному перемешиванию и горению топливно-воздушной смеси, вследствие чего летательный аппарат может потерпеть крушение. Поэтому необходимо поддерживать нужный тип взаимодействия скачков уплотнения на протяжении всей траектории полёта.

Пр регулировании ударно-волновых структур можно использовать разные способы регулирования конфигураций скачков уплотнения. Например, вдув и выдув струи в сверхзвуковой поток [1, 2], энергоподвод к главному скачку [3]. Энергоподводом может являться повышение температуры вследствие инициации горения топлива [4]. Такие методы также представляют интерес при проектировании систем смешения топлива и окислителя в прямоточных воздушно-реактивных двигателях.

В работе предлагается использовать выдув струй газа в набегающий поток с внутренних частей входных клиньев сверхзвукового воздухозаборника.

Для предварительного определения газодинамических параметров течения используется CAE-система ANSYS Fluent. В первом приближении задача заключается в стационарном обтекании упрощенных клиньев воздухозаборника в плоской постановке. На внутренних частях клиньев располагаются входные границы в расчетную область, имитирующие выходные каналы для выдува струй потока газа.

Взаимодействие выдува струй с поверхности клиньев и набегающего потока является сложной и многопараметрической задачей, поскольку выдув струи реализуется в области скачка уплотнения, который генерируется самим клином. Формируется сложная ударно-волновая структура вихревой картины потока, в которой необходимо учесть и влияние пограничного слоя, разворот выдуваемого потока и ряд других факторов.

При обтекании сверхзвукового воздухозаборника могут возникнуть такие структуры как: регулярное отражение скачков уплотнения, маховское отражение и отражение с отошедшим скачком уплотнения [5].

В результате расчетов на одной рассматриваемой крейсерской высоте полета наблюдается смена типа взаимодействия скачков уплотнения с увеличением скорости выдува. При выдуве по нормали к поверхности смена взаимодействия происходит много раньше и такой принцип выдува более эффективный, нежели при угле выдува в 20° .

При использовании энергоподвода следует обратиться к аналитическому решению параметров ударно-волновых структур. Как правило, для описания нужных нам структур используется решение на плоскости ударных полях. Это решение показывает, что энерговыделение за маховским скачком приводит к увеличению области существования стационарных маховских конфигураций, которые при наличии энерговыделения и физико-химических эффектов образуются при всех числах Маха сверхзвукового течения в широком диапазоне параметров падающего и главного скачков. Такая возможность энерговыделения за главным скачком способствует существованию маховского отражения относительно слабых падающих скачков, которые при отсутствии различных физико-химических эффектов отражаются только регулярно.

Способ регулирования конфигураций ударно-волновых структур с помощью вдува и выдува газа может реализовываться без применения химических реакций на первом этапе расчетов. Он показывает, что конфигурации скачков быстро изменяются при небольшом влиянии как вдува, так и выдува. Энергоподвод также демонстрирует еще большую склонность к изменению ударно-волновых систем. Следовательно, система регулирования сложных сверхзвуковых структур должна быть тщательно рассчитана на этапе проектирования летательных аппаратов, проведено множество газодинамических расчетов и экспериментов.

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] Hassan E., Boles J., Hikaru A., et al. Supersonic jet and crossflow interaction: computational modeling // *Progr Aerospace Sci.* 2013. Vol. 57, no. 1. Pp. 1–24.
- [2] Волков К.Н., Емельянов В.Н., Яковчук М.С. Численное моделирование взаимодействия поперечной струи со сверхзвуковым потоком с использованием различных моделей турбулентности // *Прикладная механика и техническая физика.* 2015. Т. 56, № 5. С. 64–75.
- [3] 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, iss. 12, no. 439. 16 p.
- [4] 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.
- [5] Chernyshov M.V., Kapralova A.S., Savelova K.E. Ambiguity of solution for triple configurations of stationary shocks with negative reflection angle // *Acta Astronautica.* 2021. Vol. 179. Pp. 382–390.

Numerical Simulation of the Change of the Interaction Type of Shock Waves in the Air Intake

Savelova Karina Eduardovna

karinkamurz@yandex.ru

BSTU "VOENMEH" named after D.F. Ustinov

Alekseeva Mariya Mikhailovna

amara96@mail.ru

BSTU "VOENMEH" named after D.F. Ustinov

This paper covers the change in the type of interaction, as well as the reflection of shock waves in the air intake channel of a high-speed aircraft. The influence of the velocity of injection (both normal and at an angle of inclination) on the gas-dynamic characteristics of the flow without the influence of the energy supply and in its presence is determined numerically. It turns out that the shock-wave structures change rapidly at a small amount of injection or blowing out. The presence of pulsed energy release affects the arising shock-wave systems even more strongly.

Keywords: shock waves, injection, Mach reflection, numerical simulation, gas-dynamic characteristics

The work was carried out with the financial support of the Ministry of Science and Higher Education of the Russian Federation (NIR "Creation of an advanced scientific and technical nestling in the development of advanced technologies of small gas turbine, rocket and combined vehicles of ultralight launch vehicles, small spacecraft and unmanned aircraft providing priority positions of Russian Companies on the formulated global markets of the future ", FZWF-2020-0015).

References

- [1] Hassan E., Boles J., Hikaru A., et al. Supersonic jet and crossflow interaction: computational modeling. *Progr Aerospace Sci*, 2013, vol. 57, no. 1, pp. 1–24.
- [2] Volkov K.N., Emel'yanov V.N., Yakovchuk M.S. Chislennoe modelirovanie vzaimodeistviya poperechnoi strui so sverkhzvukovym potokom s ispol'zovaniem razlichnykh modelei turbulentnosti [Numerical simulation of the interaction of a transverse jet with a supersonic flow using different turbulence models]. *Prikladnaya mekhanika i tekhnicheskaya fizika* [Journal of Applied Mechanics and Technical Physics], 2015, vol. 56, no. 5, pp. 789–798. (In Russ.).
- [3] 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, iss. 12, no. 439, 16 p.
- [4] Uskov V.N., Chernyshov M.V. Osobyie i ekstremal'nye troinye konfiguratsii skachkov uplotneniya [Special and extreme triple shock-wave configurations]. *Prikladnaya mekhanika i tekhnicheskaya fizika* [Journal of Applied Mechanics and Technical Physics], 2006, vol. 47, no. 4, pp. 492–504. (In Russ.).
- [5] Chernyshov M.V., Kapralova A.S., Savelova K.E. Ambiguity of solution for triple configurations of stationary shocks with negative reflection angle. *Acta Astronautica*, 2021, vol. 179, pp. 382–390.

УДК 533

Зависимость гистерезиса закрученного потока от условий выхода струи

Сергеев Михаил Николаевич

mihail_sergeev@mail.ru

РГАТУ имени П.А. Соловьева

Рассмотрено влияние величины щелевого диффузора на расходную характеристику закрученной струи. Показано, что при изменении давления на входе в вихревое устройство, соответствующее конструкции вихревого эжектора возможны два режима работы устройства. В первом случае закрученная струя выходит в виде веера, во втором в виде узкого конуса. Переход от одного режима к другому зависит от геометрических характеристик выходной части закручивающего устройства. Сделан вывод, что с уменьшением щелевого зазора разность значений критических давлений уменьшится. При некотором значении проходного сечения закрученной струи явление гистерезиса прекращается и расходная кривая становится однозначной.

Ключевые слова: закрученный поток, перепад давления, скорость, расход

В закрученном потоке может наблюдаться явление гистерезиса [1]. Суть этого явления состоит в том, что при одном и том же внешнем давлении газа, подводимого к вихревому устройству, могут наблюдаться различные значения расхода. Гистерезис наблюдается для устройств, конструкция которых близка к конструкции прямоточно-го вихревого эжектора. Схема вихревого эжектора предполагает наличие как минимум двух камер, в которых движется газ. В камере наибольшего диаметра (вихревой камере) формируется закрученный поток. Сама закрутка может создаваться с помощью тангенциального завихрителя [2], который представляет собой цилиндрический канал, образующая которого идет по касательной к поверхности вихревой камеры, другими словами тангенциально.

Вихревая камера переходит в соосную цилиндрическую камеру меньшего диаметра, которую называют камерой смещения. Соотношение между диаметрами камер обычно равно 0,5, но может быть и другим. Вторая камера называется камерой смещения в связи с тем, что в нее подается эжектируемый поток газа через патрубок малого диаметра, расположенный в торцевой поверхности эжектора. Если эжектируемого газа нет, то эжектор работает на режиме вакуумнасоса. При постепенном увеличении перепада давления расход газа увеличивается. Однако, при некотором критическом значении этого перепада P_1 , возникает скачкообразное увеличение расхода и далее кривая роста имеет плавный характер. При обратном ходе, то есть при уменьшении перепада давления возникает скачкообразное уменьшение расхода, но при другом значении давления P_2 . Причем, давление P_2 меньше давления P_1 . В результате на расходной характеристике эжектора возникает замкнутая петля.

Структура течения, соответствующая верхней линии петли, существенно отличается от структуры нижней линии. На нижней линии имеет место сильно закрученная струя. На оси струи наблюдается сильное разряжение, в которое устремляется газ из окружающей среды, в результате образуется возвратное течение или зона рециркуляции [3, 4]. Движущаяся по периферии закрученная струя выходит под углом почти 90° к оси эжектора, т. е. веерным образом.

На верхней линии расходной характеристики возвратное течение отсутствует, зона рециркуляции пропадает. Закрученная струя выходит с малым углом раскрытия. Наличие гистерезиса свидетельствует о том, что в закрученном потоке происходит изменение его структуры.

Уровень давления в эжекторе при переходе через первую критическую точку возрастает, осевая скорость движения увеличивается. Это может быть обусловлено изменением закона вращения на входе в эжектор, в сечении непосредственно примыкающим к тангенциальному вводу. Гистерезис имеет место, когда выходное сечение эжектора полностью открыто.

Если со стороны выхода закрученной струи поставить ограничивающий щелевой диффузор, то расходная характеристика эжектора изменится. В простейшем случае щелевой диффузор представляет собой диск, расположенный перпендикулярно оси эжектора на небольшом расстоянии от выходного отверстия. Чем меньше зазор между стенкой эжектора и диском, тем больше газодинамическое сопротивление эжектора. Необходимо отметить, что с уменьшением щелевого зазора разность значений критических давлений уменьшится. При некотором значении проходного сечения закрученной струи явление гистерезиса прекращается и расходная кривая становится однозначной. Характерная для гистерезиса петля пропадает.

Грант РФФИ № 20-08-01199.

Литература

- [1] Sergeev M.N., Veretennikov S.V., Pudeev A.I. The Phenomenon of Hysteresis in a Swirling Stream // Journal of Physics: Conference Series. 2021. Vol. 2088. Pp. 012049.
- [2] Лукачев С.В. Исследование неустойчивых режимов течения газа в вихревой трубе Ранка // Инженерно-физический журнал. 1981. Т. XLI, № 5. С. 784–791.
- [3] Кныш Ю.А. Автоколебания в закрученных потоках. Самара: Самарский научный центр РАН, 2006. 248с.
- [4] Alekseenko S.V., Kuibin P.A., Okulov V.L., Shtork S.I. Helical vortices in swirl flow // Journal of Fluid Mechanics. 1999. Vol. 382. Pp. 195–243. DOI: <https://doi.org/10.1017/S0022112098003772>

Dependence of the Hysteresis of the Swirling Flow on the Conditions of the Jet Output

Sergeev Mihail Nikolaevich

mihail_sergeev@mail.ru

Soloviev Rybinsk State Aviation Technical University

The paper considers the influence of the size of the slit diffuser on the flow characteristics of a swirling jet. When the pressure at the entrance to the vortex device changes, corresponding to the design of the vortex ejector, two modes of operation of the device are possible. In the first case, the swirling jet comes out in the form of a fan, in the second in the form of a narrow cone. The transition from one mode to another depends on the geometric characteristics of the output part of the twisting device. It is concluded that with a decrease in the slit gap, the difference in the values of critical pressures will decrease. At a certain value of the flow section of the swirling jet, the phenomenon of hysteresis stops and the flow curve becomes unambiguous.

Keywords: *swirling flow, pressure drop, speed, flow rate*

Russian Science Foundation, Project No. 20-08-01199.

References

- [1] Sergeev M.N., Veretennikov S.V., Pudeev A.I. The Phenomenon of Hysteresis in a Swirling Stream. *Journal of Physics: Conference Series*, 2021, vol. 2088, pp. 012049.
- [2] Lukachev S.V. Issledovanie neustoychivykh rezhimov techeniya gaza v vikhreвой трубе Ranka [Investigation of unstable gas flow regimes in a Wound vortex tube]. *Inzhenerno-fizicheskiy zhurnal [Engineering and Physics Journal]*, 1981, vol. XLI, no. 5, pp. 784–791. (In Russ.).
- [3] Knysch Yu.A. Avtokolebaniya v zakruchennykh potokakh [Self-oscillations in swirling flows]. Samara, Samarskiy nauchnyy tsentr RAN Publ., 2006. 248 p. (In Russ.).
- [4] Alekseenko S.V., Kuibin P.A., Okulov V.L., Shtork S.I. Helical vortices in swirl flow. *Journal of Fluid Mechanics*, 1999, vol. 382, pp. 195–243. DOI: <https://doi.org/10.1017/S0022112098003772>

УДК 533.9

Моделирование разряда постоянного тока в сверхзвуковом потоке

Тарасов Дмитрий Алексеевич

tarasov.dm@yandex.ru

*Федеральное государственное бюджетное учреждение науки
Объединенный институт высоких температур Российской академии наук*

Фирсов Александр Александрович

af@jiht.org

*Федеральное государственное бюджетное учреждение науки
Объединенный институт высоких температур Российской академии наук*

Рассмотрено моделирование электрического разряда постоянного тока в сверхзвуковом воздушном потоке. Расчеты выполнены в программном комплексе FlowVision 3.12. Для моделирования использовалась одножидкостная модель равновесной плазмы. Цилиндрические электроды диаметра 1,5 мм расположены в стенке и разнесены на 4 мм друг от друга в перпендикулярном потоку направлении. В работе проанализирован разряд постоянного тока 5А в пристеночной области течения. Получены трехмерные распределения температуры и плотности тока во время эволюции разряда в потоке. Показано удлинение разрядного канала потоком и частичный распад канала после перепробоя.

Ключевые слова: *плазма, сверхзвуковой поток, электрический разряд, CFD-моделирование*

В последние годы ведутся активные исследования по использованию электрических разрядов в целях поджига топливовоздушных смесей и стабилизации их горения в высокоскоростных потоках [1]. Для достижения поставленных целей использовались различные подходы. Рассматривалось инжектирование топлива, как в область разряда, так и в полостной стабилизатор пламени с расположенным перед ним высоковольтным разрядом. Исследовалось ранее и возможность применения плазменной системы, как для воспламенения топлива, так и стабилизации фронта пламени без использования механических стабилизаторов [2].

По сравнению с экспериментом компьютерное моделирование может предоставить полные трехмерные распределения, таких физических величин как скорость, давление и температура. Поэтому моделирование в области плазменно-стимулированного горения является актуальной задачей. Моделирование электрического разряда ранее уже было предпринято. Во многих работах проводилось двумерное моделирование поперечного сечения разряда, который движется под действием постоянного

магнитного поля или медленного потока воздуха. В работе [3] были получены трехмерные распределения характеристик разряда в сверхзвуковом потоке, где постановка задачи была осесимметричная, и моделировался двумерный сектор разряда между двумя электродами.

Однако разрядный канал, даже в случае его направленности вдоль потока, не является прямой линией. Результаты 2D моделирования недостаточно полно описывают поведение таких существенно трехмерных конструкций, как электрический разряд. Именно эти недостатки и приводят к необходимости трехмерного моделирования электрического разряда и сравнения результатов с экспериментом и работами других исследовательских групп.

В представленной здесь работе была поставлена задача трехмерного моделирования разряда постоянного тока в пристеночной области сверхзвукового потока. Целью данной работы является изучение влияния такого разряда на поток и рассмотрение эволюции разряда с учетом перепробоя в выбранном приближении одножидкостной модели.

Все расчеты были проведены в программном комплексе FlowVision, где реализованы математические модели различных процессов. Подробное описание используемых уравнений можно найти в работе [4]. Для моделирования электрического разряда использовалась одножидкостная модель равновесной плазмы. В рамках этого подхода необходимо знать термодинамические характеристики и параметры процессов переноса воздуха в широком диапазоне температур и давлений. Особенно важны температурные зависимости теплопроводности $\lambda(T)$ и удельной электропроводности $\sigma_e(T)$. В работе использовались данные о физических характеристиках воздуха из [5]. Областью их применимости является воздух при давлениях 0.01–100 атмосфер и температурах 50–60000 К, что в несколько раз больше необходимого диапазона значений. В качестве материала электрода использовалась медь, физические характеристики которой были загружены из стандартной библиотеки веществ FlowVision.

Разряд постоянного тока 5А располагался в пристеночной области сверхзвукового течения, число Маха $M = 2$, температура $T_g = 167$ К, давление $P = 22$ кПа. В результате моделирования были получены трехмерные распределения температуры и плотности электрического тока в течение эволюции разряда. Токовый канал имеет U-образную форму с двумя параллельными частями, отходящими от электродов и расположенными вдоль потока, и перпендикулярной им перемычкой, удаляющейся от электродов с течением времени под воздействием потока воздуха. Плоскость разряда наклонена под небольшим углом по отношению к плоскости стенки, однако перемычка скользит вдоль стенки, касаясь ее. Размер нагретой разрядом области существенно больше диаметра токового канала, что согласуется с экспериментальными данными. Ниже по течению разряд оставляет температурный шлейф длиной примерно равной длине разряда. В работе было проведено моделирование перепробоя, в результате которого часть канала разряда постепенно остывала и распадалась без протекающего по ней тока. На протяжении всего времени моделирования записывались электрические параметры разряда, а именно зависимость напряжения от времени. Полученные распределения и осциллограмма сравнены с результатом записи на высокоскоростную камеру и теневой съемки.

Полученные результаты будут использованы для продолжения работы по моделированию разряда в схожих постановках с добавлением в расчет химических реакций горения. В текущей модели не рассматриваются процессы в приэлектродной зоне, хотя они играют важную роль в механизме развития разряда на начальных эта-

пах. Однако такие упрощения модели допустимы в данной работе, направленной на изучение влияния эволюции разрядного канала на поле скоростей и температур сверхзвукового потока воздуха, а в дальнейшем и на горение топливно-воздушной смеси. Значительно большее влияние на них оказывают температурные характеристики разряда в средней его части, его форма и возникающие переполюсовки разряда.

Исследование поддержано грантом РФФИ № 21-79-10408.

Литература

- [1] Leonov S.B. Electrically Driven Supersonic Combustion // *Energies*. 2018. Vol. 11(7). 1733. DOI: 10.3390/en11071733
- [2] Firsov A.A., Dolgov E., Leonov S.B., Yarantsev D.A. Advanced Ignition in Supersonic Airflow by Tunable Plasma System // *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*. 2017. Vol. 249. No. 012022. DOI: 10.1088/1757-899X/249/1/012022
- [3] Bityurin V.A., Bocharov A.N., Kuznetsova T.N. Numerical simulation of an axisymmetric discharge in a supersonic air co-flow // *Journal of Physics: Conference Series*. 2020. Vol. 1698. No. 012027. DOI: 10.1088/1742-6596/1698/1/012027
- [4] Tarasov D.A., Firsov A.A. CFD simulation of DC-discharge in airflow // *Journal of Physics: Conference Series*. 2021. Vol. 2100, No. 012015. DOI: 10.1088/1742-6596/2100/1/012015
- [5] D'Angola A., Colonna G., Gorse C., Capitelli M. Thermodynamic and transport properties in equilibrium air plasmas in a wide pressure and temperature range // *The European Physical Journal D*. 2008. Vol. 46. PP. 129–150. DOI: 10.1140/epjd/e2007-00305-4

CFD Simulation of DC-discharge in Supersonic Airflow

Tarasov Dmitriy Alekseevich

tarasov.dm@yandex.ru

Joint Institute for High Temperatures of the Russian Academy of Sciences

Firsov Aleksandr Aleksandrovich

af@jiht.org

Joint Institute for High Temperatures of the Russian Academy of Sciences

The main purpose of this work is to simulate an electric DC discharge in a supersonic air flow. The calculations were performed in the software package FlowVision 3.12. A single-liquid model of equilibrium plasma was used for modeling. Cylindrical electrodes with a diameter of 1.5 mm were placed in the wall and spaced 4 mm apart in the perpendicular direction to the flow. The paper considers a 5A DC discharge in the near-wall region of the flow. Three-dimensional distributions of temperature and current density during the evolution of the discharge in the flow were obtained. The elongation of the discharge channel by the flow and partial decay of the channel after the breakdown are shown.

Keywords: *plasma, supersonic flow, DC discharge, CFD-моделирование*

This work was supported by the Russian Science Foundation grant No. 21-79-10408.

References

- [1] Leonov S.B. Electrically Driven Supersonic Combustion. *Energies*, 2018, vol. 11(7), 1733. DOI: 10.3390/en11071733
- [2] Firsov A.A., Dolgov E., Leonov S.B., Yarantsev D.A. Advanced Ignition in Supersonic Airflow by Tunable Plasma System. *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*, 2017, vol. 249, no. 012022. DOI: 10.1088/1757-899X/249/1/012022

- [3] Bityurin V.A., Bocharov A.N., Kuznetsova T.N. Numerical simulation of an axisymmetric discharge in a supersonic air co-flow. Journal of Physics: Conference Series, 2020, vol. 1698, no. 012027. DOI: 10.1088/1742-6596/1698/1/012027
- [4] Tarasov D.A., Firsov A.A. CFD simulation of DC-discharge in airflow. Journal of Physics: Conference Series, 2021, vol. 2100, no. 012015. DOI: 10.1088/1742-6596/2100/1/012015
- [5] D'Angola A., Colonna G., Gorse C., Capitelli M. Thermodynamic and transport properties in equilibrium air plasmas in a wide pressure and temperature range. The European Physical Journal D, 2008, vol. 46, pp. 129–150. DOI: 10.1140/epjd/e2007-00305-4

УДК 532.529

Сравнение результатов метода решеточных уравнений Больцмана и методов на основе уравнений Навье — Стокса

Толстогузов Семен Сергеевич

semen.tolstoguzov96@mail.ru

БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова

Чернышов Павел Сергеевич

pashachp8@gmail.com

БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова

Метод решеточных уравнений Больцмана — это один из вычислительных методов механики жидкости, основанный на кинетическом уравнение Больцмана, которое дискретизируется по скоростям, пространству и времени. Метод имеет ряд преимуществ по сравнению с другими вычислительными методами, существенными из которых являются его простота реализации, легкость в распараллеливание и многоуровневая природа. В этой работе выполнено сравнения результатов, полученных с помощью метода решеточных уравнений Больцмана и численных методов на основе уравнений Навье — Стокса.

Ключевые слова: метод решеточных уравнений Больцмана, вычислительная газодинамика, численное моделирование, газовая динамика

Традиционно для решения задач гидродинамики применяются вычислительные методы, основанные на численном решении уравнений Навье — Стокса. Однако в последние 30 лет развивается альтернативный подход — метод решеточных уравнений Больцмана (Lattice Boltzmann method или LBM), в котором для моделирования течения вязкой Ньютонской жидкости решается дискретизированное уравнение Больцмана.

Интерес к решетчатому методу Больцмана неуклонно растет с тех пор, как он вырос из моделей решетчатого газа в конце 1980-х годов [1]. Модель решетчатого газа была впервые представлена в 1973 г. Однако рабочая модель, которую можно было бы использовать для моделирования жидкости, была опубликована лишь в 1986 г. Вышеупомянутый метод имеет ряд существенных недостатков, в частности проблему статистического шума, поэтому в конце 1980-х годов появляется метод решеточных уравнений Больцмана [2], который избавляется от них, сохраняя при этом свои сильные стороны.

Одним из важных преимуществ этого метода является его многоуровневая природа [1]. В контексте жидкостей часто ссылаются на микроскопические, мезоскопические и макроскопические описания. Под «микроскопическим» понимается молеку-

лярное описание, а под «макроскопическим» — полностью непрерывная картина течения с осязаемыми величинами, такими как скорость и плотность жидкости. Таким образом, микроскопические системы управляются динамикой Ньютона, в то время как уравнения Навье — Стокса являются управляющими уравнениями для сплошной среды. Однако между микроскопическим и макроскопическим описаниями находится «мезоскопическое» описание, в котором не отслеживаются отдельные молекулы, а отслеживается распределение или репрезентативные коллекции молекул. Кинетическая теория является мезоскопическим описанием жидкости.

Для решения уравнений Навье — Стокса обычно используются метод конечных разностей (FDM), метод конечных объемов (FVM), или метод конечных элементов (FEM) [3]. Однако данные методы можно использовать только для моделирования процессов макроуровня.

Для моделирования процессов микроуровня используют метод моделирования молекулярной динамики (MD). В нем определяются межчастичные (межмолекулярные) силы и решается обыкновенное дифференциальное уравнение второго закона Ньютона (сохранение импульса). На каждом временном шаге определяется местоположение и скорость каждой частицы, т. е. траектория частиц. Однако данный метод плохо подходит для моделирования мезоскопических процессов и совсем не подходит для макроскопических процессов, так необходимо будет промоделировать движения слишком большого количества молекул.

Для описания процессов мезоуровня используют уравнение Больцмана. Основная идея состоит в том, чтобы преодолеть разрыв между микромасштабом и макромасштабом, рассматривая не поведение каждой частицы в отдельности, а поведение совокупности частиц как единого целого. Свойство совокупности частиц представлено функцией распределения, которое действует как средство представления для сбора частиц. Один из численных методов, который использует уравнение Больцмана, является метод решеточных уравнений Больцмана. Этот метод по сравнению с вышеописанными идеально подходит как для моделирования мезоопроцессов, так и макропроцессов, что дает ему существенное преимущество относительно других методов [4].

Другим важным достоинством метода является его простота реализации. LBM не включает уравнение Пуассона [5], которое может быть трудно решить из-за его нелокальности. Также он превосходит другие методы в легкости распараллеливания, так как самые тяжелые вычисления в LBM являются локальными, т. е. ограничены узлами [2]. Другие преимущества, а также недостатки данного метода относительно других методов описаны в книге [5].

В этой работе произведены сравнения результатов, полученных с помощью метода решеточных уравнений Больцмана и численных методов на основе уравнений Навье — Стокса первого порядка точности. Для сравнения использовались задачи, которые часто используются для тестирования CFD-кодов. Первой задачей была «течение в плоском канале», где жидкость течет между двумя параллельными пластинами с равномерной скоростью. На входе задавался однородный профиль скорости. Второй задачей была «течение в каверне», где квадратная полость заполнена жидкостью, а сверху этой полости лежит крышка, которая в начальный момент времени начинает двигаться с постоянной скоростью и тем самым приводит жидкость в движение. Третьей задачей была «течение в канале с внезапным расширением». И последней тестовой задачей была «естественная конвекция в дифференциально нагретой полости». В этой задаче квадратная полость заполнена газом.

С левой стенки идет постоянный нагрев, а с правой — охлаждение газа. Нижняя и верхняя границы теплоизолированы. Расчеты проводились при разном количестве узлов.

*Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда
(проект № 21-19-00657).*

Литература

- [1] Wolf-Gladrow D.A. Lattice-gas cellular automata and lattice Boltzmann models: an introduction. Berlin: Springer, 2005. 308 p.
- [2] Succi S. The lattice Boltzmann equation for fluid dynamics and beyond. Oxford: Oxford University Press, 2001. 288 p.
- [3] Емельянов В.Н. Численные методы: введение в теорию разностных схем. М.: Юрайт, 2018. 188 с.
- [4] Mohamad A.A. Lattice Boltzmann method. London: Springer, 2011. 178 p.
- [5] Kruger T., Kusumaatmaja H., Kuzmin A., Shardt O., Silva G., Viggen E., M. The Lattice Boltzmann method. Berlin: Springer, 2017. 694 p.

Comparison of the Results of the Method of Lattice Boltzmann Equations and Methods Based on the Navier — Stokes Equations

Tolstoguzov Semen Sergeevich

semen.tolstoguzov96@mail.ru

BSTU "VOENMEH" named after D.F. Ustinov

Chernyshov Pavel Sergeevich

pashachp8@gmail.com

BSTU "VOENMEH" named after D.F. Ustinov

The method of lattice Boltzmann equations is one of the computational methods of fluid mechanics based on the kinetic Boltzmann equation, which is discretized in terms of velocities, space and time. The method has a number of advantages over other computational methods, the essential of which are its simplicity of implementation, ease of parallelization and multilevel nature. In this paper, the results obtained using the method of lattice Boltzmann equations and numerical methods based on the Navier — Stokes equations are compared.

Keywords: lattice Boltzmann methods, computational fluid dynamics, numerical simulation, gas dynamics

*The research was carried out at the expense of a grant
from the Russian Science Foundation (project No. 21-19-00657).*

References

- [1] Wolf-Gladrow D.A. Lattice-gas cellular automata and lattice Boltzmann models: an introduction. Berlin, Springer, 2005. 308 p.
- [2] Succi S. The lattice Boltzmann equation for fluid dynamics and beyond. Oxford, Oxford University Press, 2001. 288 p.
- [3] Emel'yanov V.N. Chislennyye metody: vvedenie v teoriyu raznostnykh skhem [Numerical methods: introduction to the theory of difference schemes]. Moscow, Yurait Publ., 2018, 188 p. (In Russ.).
- [4] Mohamad A.A. Lattice Boltzmann method. London, Springer, 2011, 178 p.
- [5] Kruger T., Kusumaatmaja H., Kuzmin A., Shardt O., Silva G., Viggen E., M. The lattice Boltzmann method. Berlin, Springer, 2017, 694 p.

УДК 533.9

Продольный электрический разряд постоянного тока в сверхзвуковом потоке

Фирсов Александр Александрович

af@jiht.org

Федеральное государственное бюджетное учреждение науки

Объединенный институт высоких температур Российской академии наук

Тарасов Дмитрий Алексеевич

tarasov.dm@yandex.ru

Федеральное государственное бюджетное учреждение науки

Объединенный институт высоких температур Российской академии наук

*Рассмотрены локальные и интегральные характеристики электрического разряда постоянного тока в сверхзвуковом потоке (число Маха $M = 2$), расположенного продольно потоку между соосными электродами. Представлены результаты двумерного моделирования в программных комплексах *PlasmAero* и *FlowVision*, а также сопоставление с данными, полученными в эксперименте. Проанализированы продольные и радиальные распределения характеристик газового потока и разряда при токах разряда от 1 до 7 А.*

Ключевые слова: сверхзвуковой поток, электрический разряд, плазма, CFD-моделирование

Исследования характеристик электрического разряда в условиях высокоскоростного потока получили широкое развитие с начала 60-х годов [1], во многом из-за острой необходимости поиска новых эффективных технологий в области горения, аэрокосмической промышленности и преобразования энергии. В последнее время, протяженный контрагированный разряд постоянного тока, или дуговой разряд, рассматривается, преимущественно, применительно к задачам управления дозвуковыми [2] и сверхзвуковыми [3] течениями, а также в работах по плазменно-стимулированному горению [4].

С целью получения подробной информации о локальных характеристиках разряда и газового потока вблизи разряда было принято решение рассмотреть разряд постоянного тока в наиболее простой постановке: в ядре сверхзвукового потока (т. е. вдали от стенок), в конфигурации между двумя соосными электродами, расположенными параллельно потоку. Такая конфигурация была реализована в эксперименте в сверхзвуковой аэродинамической трубе ИАТД-50 ОИВТ РАН, при этом у разряда практически отсутствовал перпендикулярный потоку фрагмент токового канала. Разряд с током 1–7 А зажигался в сверхзвуковом потоке ($M = 2$, $T_g = 167$ К, $P = 22$ кПа) между тонкими электродами ($D \sim 1$ мм) с расстоянием 30 мм между ними. Параметры потока в расчетах и геометрия модели были идентичны экспериментальной. Данная конфигурация обладала осевой симметрией и могла быть рассчитана в двумерной осесимметричной постановке в программном комплексе *PlasmAero* (подробное описание модели, использованной в расчете, представлено в [5]), а также в программном комплексе *FlowVision* (подробное описание модели, использованной в расчете, представлено в [6]). Два разных программных комплекса были использованы по следующим причинам: *PlasmAero* разработан в ОИВТ РАН для решения задач плазменной аэродинамики, в использованной в данной работе модели учитываются 11 компонент (N_2 , O_2 , NO , N , O , N_2^+ , O_2^+ , NO^+ , N^+ , O^+ , e) и набор из 49 реакций, однако отсутствует возможность включения модели турбулентности; *FlowVision* это коммерческий код, в котором одножидкостная модель (МГД приближение) электродинамики появилась недавно, и присутствуют стандартные модели турбулентности и возмож-

ность выполнения трехмерных расчетов. Сравнения результатов расчетов с использованием этих двух подходов позволит оценить применимость пакета FlowVision для решения задачи моделирования электрического разряда в потоке и последующего моделирования плазменно-стимулированного горения.

В эксперименте и моделировании было отмечено существенное влияние геометрии задачи на получаемые результаты. В частности, наблюдается формирование неустойчивости течения в сдвиговом слое на границе между газом, нагретым разрядом, и окружающим холодным потоком. В моделировании были получены двухмерные распределения температуры, скорости, плотности тока, а также радиальные распределения компонент смеси в области разряда. Обработка и анализ полученных результатов продолжается.

Исследование поддержано грантом РФФ №21-79-10408.

Литература

- [1] Alferov V.I., Bushmin A.S. Electrical Discharge in a Supersonic Air Flow // Exptl. Theoret. Phys. (U.S.S.R.). 1963. Vol. 44. Pp. 1775–1779.
- [2] Moralev I., Kazanskii P., Bityurin V., Bocharov A., Firsov A., Dolgov E. and Leonov S., Gas dynamics of the pulsed electric arc in the transversal magnetic field // J. Phys. D: Appl. Phys. 2020. Vol. 53. P. 425203.
- [3] Falempin F., Firsov A.A., Yarantsev D.A., Goldfeld M.A., Timofeev K., Leonov S.B. Plasma control of shock wave configuration in off-design mode of $M = 2$ inlet // Experiments in Fluids. 2015. Vol. 56. P. 54. DOI: 10.1007/s00348-015-1928-4
- [4] Firsov A.A., Savelkin K.V., Yarantsev D.A., Leonov S.B. Plasma-enhanced mixing and flameholding in supersonic flow // Phil. Trans. A. 2015. Vol. 373. Iss. 2048. P. 20140337. DOI: 10.1098/rsta.2014.0337
- [5] Bityurin V.A., Bocharov A.N., Kuznetsova T.N. Numerical simulation of an axisymmetric discharge in a supersonic air co-flow // J. Phys.: Conf. Ser. 2020. Vol. 1698. P. 012027. DOI: 10.1088/1742-6596/1698/1/012027
- [6] Tarasov D.A., Firsov A.A. CFD simulation of DC-discharge in airflow // J. Phys.: Conf. Ser. 2021. Vol. 2100. P. 012015. DOI: 10.1088/1742-6596/2100/1/012015

Longitudinal DC Electric Discharge in a Supersonic Flow

Firsov Aleksandr Aleksandrovich

af@jiht.org

Joint Institute for High Temperatures of the Russian Academy of Sciences

Tarasov Dmitriy Alekseevich

tarasov.dm@yandex.ru

Joint Institute for High Temperatures of the Russian Academy of Sciences

The local and integral characteristics of a direct current electric discharge in a supersonic flow (Mach number $M = 2$) located longitudinally to the flow between coaxial electrodes are considered. The paper presents the results of two-dimensional modeling in the PlasmAero and FlowVision software complexes, as well as comparison with the data obtained in the experiment. Longitudinal and radial distributions of the characteristics of the gas flow and discharge at discharge currents from 1 to 7 A are presented.

Keywords: supersonic flow, electrical discharge, plasma, CFD

This work was supported by the Russian Science Foundation grant no. 21-79-10408.

References

- [1] Alferov V.I., Bushmin A.S. Electrical Discharge in a Supersonic Air Flow. Exptl. Theoret. Phys. (U.S.S.R.), 1963, vol. 44, Pp. 1775–1779.
- [2] Moralev I., Kazanskii P., Bityurin V., Bocharov A., Firsov A., Dolgov E. and Leonov S., Gas dynamics of the pulsed electric arc in the transversal magnetic field. J. Phys. D: Appl. Phys., 2020, vol. 53, p. 425203.
- [3] Falempin F., Firsov A.A., Yarantsev D.A., Goldfeld M.A., Timofeev K., Leonov S.B. Plasma control of shock wave configuration in off-design mode of $M = 2$ inlet. Experiments in Fluids, 2015, vol. 56, p. 54. DOI: 10.1007/s00348-015-1928-4
- [4] Firsov A.A., Savelkin K.V., Yarantsev D.A., Leonov S.B. Plasma-enhanced mixing and flameholding in supersonic flow. Phil. Trans. A, 2015, vol. 373, iss. 2048, p. 20140337. DOI: 10.1098/rsta.2014.0337
- [5] Bityurin V.A., Bocharov A.N., Kuznetsova T.N. Numerical simulation of an axisymmetric discharge in a supersonic air co-flow. J. Phys.: Conf. Ser., 2020, vol. 1698, p. 012027. DOI: 10.1088/1742-6596/1698/1/012027
- [6] Tarasov D.A., Firsov A.A. CFD simulation of DC-discharge in airflow. J. Phys.: Conf. Ser., 2021, vol. 2100, p. 012015. DOI: 10.1088/1742-6596/2100/1/012015

УДК 533.6.011.8

Развитие методов экспериментального исследования теплообмена в струях диссоциированных газов высокочастотных индукционных плазмотронов

Чаплыгин Алексей Владимирович alchapl87@gmail.com

Институт проблем механики им. А.Ю. Ишлинского РАН

Васильевский Сергей Александрович vasil@ipmnet.ru

Институт проблем механики им. А.Ю. Ишлинского РАН

Тептеева Елена Сергеевна elena.es@ipmnet.ru

Институт проблем механики им. А.Ю. Ишлинского РАН

Колесников Анатолий Федорович koles@ipmnet.ru

Институт проблем механики им. А.Ю. Ишлинского РАН

Галкин Семен Сергеевич Galkinipm@yandex.ru

Институт проблем механики им. А.Ю. Ишлинского РАН

В дозвуковых струях диссоциированных газов ВЧ-плазмотрона ВГУ-4 определены тепловые потоки к поверхностям датчиков из меди и кварца с использованием в экспериментах ультразвукового жидкостного расходомера и тепловизора высокого разрешения. С помощью новой цилиндрической модели определены тепловые потоки к поверхностям образцов из графита и ультравысокотемпературной керамики, нагретым до высокой температуры в струях азотной плазмы.

Ключевые слова: теплообмен, диссоциация, графит, ВЧ-плазмотрон, катализ, аэродинамический нагрев, ультравысокотемпературная керамика

Высокочастотные индукционные плазмотроны ВГУ-3 и ВГУ-4 мощностью 1 МВт и 100 кВт [1] позволяют исследовать теплообмен моделей и образцов в струях хими-

чески чистых диссоциированных газов в условиях, моделирующих воздействие высокоэнтальпийного газового потока на поверхность спускаемого аппарата при входе в атмосферу.

Неотъемлемой частью исследования термохимической стойкости и каталитических свойств образцов материалов в струях ВЧ-плазмотронов является определение тепловых потоков к поверхности. В лабораторной практике используются проточные калориметры, которые позволяют определить плотность теплового потока на холодных поверхностях металлов, кварца и графита. При анализе результатов экспериментов для материалов с высокой теплопроводностью (металлов и графита) температура тепловоспринимающей поверхности принимается равной температуре охлаждающей воды, для низкотеплопроводных материалов (кварца) до недавнего времени температура поверхности восстанавливалась расчетным способом из решения одномерного уравнения теплопроводности. В представленной работе температура поверхности кварцевых датчиков теплового потока определялась непосредственно в процессе эксперимента с помощью тепловизора Testo 890. Получены распределения температур на лицевой поверхности трех кварцевых датчиков разной толщины для различных экспериментальных режимов, проведено сравнение результатов экспериментов с опубликованными данными [2]. Наблюдался систематический перегрев краев лицевой поверхности цилиндрического кварцевого датчика по сравнению с центральной её частью.

На результаты измерений, проводимых с помощью проточных калориметров, влияет точность определения расхода охлаждающей воды. Эталонным является метод прямой проливки, при котором с помощью секундомера определяется время заполнения ёмкости заданного объема. Однако большое число ручных операций, включающих размыкание проточного тракта калориметра после каждого эксперимента, затрудняет использование метода в крупных сериях измерений. В рамках модернизации установки ВГУ-4 установлен ультразвуковой расходомер жидкости Bronkhorst ES-Flow. С использованием нового расходомера определялись потоки к холодной медной поверхности калориметра в дозвуковой струе воздушной плазмы. Отмечено хорошее соответствие результатов экспериментов данным, которые были получены до установки ультразвукового расходомера [2].

Важным для задач расчетно-экспериментального моделирования теплообмена в струях ВЧ-плазмотронов является развитие методов по определению теплового потока к поверхности, нагретой до высокой температуры (более 2000 К). Разработана новая цилиндрическая модель диаметром 30 мм, позволяющая измерять тепловые потоки к нагретым образцам с учетом утечек тепла в водоохлаждаемую державку [3]. Выполнены эксперименты по определению тепловых потоков к нагретым поверхностям графита [4] и ультравысокотемпературной керамики в струях азотной плазмы с использованием данной модели.

Основные выводы:

1. Использование тепловизионной съемки расширило возможности анализа результатов измерений, проводимых в струях высокоэнтальпийных газов с помощью калориметров из низкотеплопроводных материалов.
2. Жидкостный ультразвуковой расходомер Bronkhorst ES-Flow обеспечивает достаточную точность измерений для определения тепловых потоков в условиях плазмотрона ВГУ-4 проточными калориметрами.

3. Новая цилиндрическая модель для измерения тепловых потоков позволяет проводить исследования каталитических свойств материалов при высокой температуре поверхности.

Работа выполнена в рамках государственного задания АААА-А20-120011690135-5 на уникальной научной установке (УНУ) «Высокочастотные индукционные плазмотроны ВГУ-3 и ВГУ-4» (<https://ckp-rf.ru/usu/441568/>)

Литература

- [1] Гордеев А.Н., Колесников А.Ф. Индукционные плазмотроны серии ВГУ // Актуальные проблемы механики. Физико-химическая механика жидкостей и газов: сб. трудов. М.: Наука, 2010. С. 151–177.
- [2] Vasilevskii S.A., Gordeev A.N., Kolesnikov A.F., Chaplygin A.V. Thermal effect of surface catalysis in subsonic dissociated-air jets. Experiment on a high-frequency plasmatron and numerical modeling // Fluid Dynamics. 2020. Vol. 55. No. 5. Pp. 708–720.
- [3] Лукомский И.В., Чаплыгин А.В., Колесников А.Ф. Устройство для измерения теплового потока к поверхности материала, нагретого в струе высокоэнтальпийного газа до высоких температур. Патент № 205572 У1 Российская Федерация, 2021, бюл. 21. 7 с.
- [4] Kolesnikov A.F., Lukomskii I.V., Sakharov V.I., Chaplygin A.V. Experimental and numerical modeling of heat transfer to graphite surface in underexpanded dissociated nitrogen jets // Fluid Dynamics. 2021. Vol. 56. No. 6. Pp. 897–905.

Development of Methods for Experimental Investigation of Heat Transfer in Dissociated Gas Jets Using High-Frequency Induction Plasmatrons

Chaplygin Aleksey Vladimirovich alchap187@gmail.com

Ishlinsky Institute for Problems in Mechanics RAS

Vasilevskii Sergei Alexandrovich vasil@ipmnet.ru

Ishlinsky Institute for Problems in Mechanics RAS

Tepteeva Elena Sergeevna elena.es@ipmnet.ru

Ishlinsky Institute for Problems in Mechanics RAS

Kolesnikov Anatoly Fedorovich koles@ipmnet.ru

Ishlinsky Institute for Problems in Mechanics RAS

Galkin Semen Sergeevich Galkinipm@yandex.ru

Ishlinsky Institute for Problems in Mechanics RAS

In subsonic jets of dissociated gases heat fluxes on the surfaces of probes made of copper and quartz were determined using an ultrasonic liquid flow meter and a high-resolution thermal imager in experiments performed by the VGU-4 HF-plasmatron. Using a new cylindrical model, heat fluxes on the surfaces of graphite and ultrahigh-temperature ceramic specimens at high surface temperature in nitrogen plasma jets were determined.

Keywords: heat transfer, dissociation, graphite, HF-plasmatron, catalysis, aerodynamic heating, UHTC

The study was supported by the Government program (contract АААА-А20-120011690135-5). The study was carried out at the IPMech RAS Research Resource Center (<https://ckp-rf.ru/usu/441568/>).

References

- [1] Gordeev A.N., Kolesnikov A.F. Induktsionnye plazmotrony serii VGU [Induction plasmotrons series VSU]. Aktualnye problemy mekhaniki. Fiziko-khimicheskaya mekhanika zhidkostey i gazov [Actual problems of mechanics. Physical and Chemical Mechanics of Liquids and Gases]. Moscow, Nauka Publ., 2010, pp. 151–177. (in Russ.).
- [2] Vasilevskii S.A., Gordeev A.N., Kolesnikov A.F., Chaplygin A.V. Thermal effect of surface catalysis in subsonic dissociated-air jets. Experiment on a high-frequency plasmatron and numerical modeling. Fluid Dynamics, 2020, vol. 55, no. 5, pp. 708–720.
- [3] Lukomskiy I.V., Chaplygin A.V., Kolesnikov A.F. Ustroystvo dlya izmereniya teplovogo potoka k poverkhnosti materiala, nagretogo v strue vysokoental'piynogo gaza do vysokikh temperatur [Device for measuring heat flow to the surface of material heated in a jet of high-enthalpy gas to high temperatures]. Patent RF 205572 U1, 2021, byul. 21, 7 p. (in Russ.).
- [4] Kolesnikov A.F., Lukomskii I.V., Sakharov V.I., Chaplygin A.V. Experimental and numerical modeling of heat transfer to graphite surface in underexpanded dissociated nitrogen jets. Fluid Dynamics, 2021, vol. 56, no. 6, pp. 897–905.

Содержание

Участники	3
Руководители оргкомитета	5
Программный комитет	5
Круглый стол. Космическая техника и технологии: движение вперед	6
Пленарное заседание	7
Секция 1. Пионеры освоения космического пространства. История ракетно-космической науки и техники	8
<i>Бессонов А.В.</i> Анализ процесса развития отечественных крылатых воздушных и воздушно-космических летательных аппаратов с жидкостными реактивными двигателями	8
<i>Вотинова О.С.</i> У истоков космической эры: М.В. Келдыш и С.П. Королёв	10
<i>Герасютин С.А.</i> Станции второго поколения «Салют»: нештатные ситуации	13
<i>Кузнецов М.И.</i> «Ракетно-космические» адреса взаимодействия Цандера, Королёва, Победоносцева в окрестностях МВТУ – МММИ	17
<i>Матюшев Т.В., Рыбина А.С., Максимова И.Д., Малышев А.Д., Носков Р.Г.</i> У истоков космической медицины. Роль сотрудников Института авиационной медицины в медико-биологическом обеспечении первых космических полетов	19
<i>Песляк А.М.</i> Вальняжный испытатель (к 100-летию со дня рождения Е.В. Шабарова)	23
<i>Пусев В.И., Селиванов В.В., Марков В.А., Попов Ю.В.</i> Решение проблем «теплового барьера» боевых частей баллистических ракет и дорога в космос	26
<i>Судаков В.С.</i> Роль немецких специалистов в работах по созданию первых мощных жидкостных ракетных двигателей в ОКБ-456	29
<i>Хаханов Ю.А.</i> Космическому проекту «Первый фобосоход» — 35 лет. Пионерские научно-технические задачи и оригинальные методы их решения	32
<i>Хаханов Ю.А.</i> А.Л. Кемурджиан — руководитель, ученый, организатор, педагог, творец	34
<i>Шкапов П.М.</i> Жуковский — имя-символ! К 175-летию со дня рождения	37
Секция 2. Летательные аппараты. проектирование и конструкция	40
<i>Агеев А.Г., Цуканов И.Р., Жданов А.В.</i> Мероприятия по устранению неравномерности выработки топлива на опытных самолетах с двигателями разных серий	40
<i>Ажевский Я.А., Просунцов П.В.</i> Повышение эффективности активной системы терморегулирования рефлектора крупногабаритной спутниковой антенны	43
<i>Ахмедов М.Р.</i> Сравнительный анализ вариантов возвращаемых экспедиций на астероиды	46

<i>Беляков А.А.</i> Виды плотности компоновки бортовой аппаратуры в проектно-конструкторских задачах	49
<i>Бечаснов П.М.</i> Использование низких орбит как средство снижения стоимости космической техники	51
<i>Бечаснов П.М.</i> Оценка эффективности двигательных установок космических аппаратов, использующих сублимацию гидрогелей	54
<i>Богданова А.А., Береговой В.Г.</i> Оценка времени автономного полета малого пилотируемого космического аппарата для технологических и спасательных операций	57
<i>Бороздин С.А., Нескоромный Е.В.</i> Методика обеспечения требуемого уровня надежности газотурбинного двигателя двухдвигательной силовой установки летательного аппарата с подкрыльевым расположением воздухозаборников при воздействии посторонних предметов, забрасываемых приземным вихрем	59
<i>Ватрухин Ю.М.</i> Упругая динамическая схема беспилотных крылатых летательных аппаратов и способы повышения точности представления ее параметров при выполнении проектов в АО «ВПК «НПО машиностроения»	62
<i>Власенко Е.А., Юденков В.Э., Карасев Б.С.</i> Ракета-носитель РН-Е8 как средство метеорологических исследований	65
<i>Глушко Н.А., Хазиев А.Р., Азаров А.В.</i> Анализ сечений тонкостенных композитных элементов конструкций, изготовленных методом трехмерной печати	68
<i>Гончаров Д.А., Пожалостин А.А.</i> Динамические модели посадки многоразового космического летательного аппарата на поверхность небесных тел Солнечной системы	71
<i>Григорян В.И., Горбунова К.В., Просунцов П.В., Ашихмина Е.Р.</i> Выбор рационального варианта теплозащитного покрытия малого спускаемого аппарата	74
<i>Егоров А.В., Егоров В.Н.</i> Волнообразование лейнеров в металлокомпозитных баллонах давления	78
<i>Елисов Н.А., Ломака И.А., Болтов Е.А., Шафран С.В., Кумарин А.А.</i> Проектирование системы обеспечения теплового режима модуля аккумуляторных батарей наноспутника формата CubeSat	81
<i>Зинкевич В.П.</i> Анализ теплопереноса через экранно-вакуумную теплоизоляцию криогенных агрегатов при механическом воздействии	84
<i>Казаринов М.Ю., Просунцов П.В.</i> Выбор параметров схемы обрешетки интегральной композитной конструкции отсека летательного аппарата	87
<i>Карпенко С.О.</i> Платформа малых космических аппаратов для серийного производства «Паллада-моноблок»	89
<i>Кириевский Д.А., Мухамедов Л.П.</i> Оптимальная тяговооруженность первых ступеней ракет-носителей сверхлегкого класса	92
<i>Кислицкий М.И.</i> О формировании распределенной апертуры с использованием малых космических аппаратов	95
<i>Колычев А.В., Каун Ю.В., Архипов П.А.</i> Система диагностики нагреваемых в полете элементов возвращаемых ступеней ракет-носителей	98

<i>Корнилов Е.Л., Хазиев А.Р.</i> Разработка конструкции и технологии изготовления каркаса наноспутника	101
<i>Куркова А.Г., Ашихмина Е.Р.</i> Разработка конструктивно-силовой схемы пола кабины многоразового космического аппарата туристического класса из термопластичного композиционного материала	103
<i>Леонов В.В., Зарубин В.С.</i> Оценка эффективности теплозащиты возвращаемой баллистической капсулы, выполненной из анизотропного композиционного материала	106
<i>Магидов И.С., Михайловский К.В., Шальнова С.А., Климова-Кормик О.Г.</i> Математическое моделирование дисперсно-упрочненного композиционного материала, выращенного по технологии прямого лазерного выращивания, для ракетно-космической техники	109
<i>Матюшев Т.В., Рыбина А.С., Максимова И.Д., Малышев А.Д., Носков Р.Г.</i> Обоснование режимов поддержания безопасного давления в космическом корабле при аварийной разгерметизации	111
<i>Мозер Е.В., Хазиев А.Р.</i> Проектирование и изготовление композитной рамы малого беспилотного летательного аппарата с применением трехмерной печати	115
<i>Павлов Н.Л., Щеглов Г.А.</i> Перспективы развития общественного пространства в структуре ближайших поколений орбитальных станций	117
<i>Петрова Е.Н., Сальников А.Ф.</i> Расчетно-экспериментальное исследование напряженно-деформированного состояния соплового блока ракетного двигателя твердого топлива в процессе «холодной» раздвижки	120
<i>Пузырева А.К., Резник С.В.</i> Исследование влияния пористой структуры на теплопроводность материала гибридной оболочки космического модуля ...	123
<i>Рамазанова Д.Р.</i> Перспективная полифункциональная орбитальная станция	125
<i>Резник С.В., Михайловский К.В.</i> На новом этапе развития многоразовой ракетно-космической техники	128
<i>Смолин И.В., Назаров А.В., Назарова М.А.</i> Сублимационный двигатель	133
<i>Соболев И.А.</i> Проект ракеты-носителя сверхлегкого класса МГТУ им. Н.Э. Баумана	135
<i>Соболев И.А.</i> Анализ траекторий возвращаемого ракетного блока первой ступени и их влияния на массовые характеристики ракеты-носителя ..	138
<i>Столярова Н.А., Миненко В.Е.</i> Экспресс-анализ массовых характеристик спускаемого аппарата «скользящего» спуска на стадиях предварительного проектирования	140
<i>Столярова Н.А., Миненко В.Е.</i> Универсальный спускаемый аппарат класса «несущий корпус»	143
<i>Столярова Н.А., Миненко В.Е.</i> Система теплозащитного покрытия пилотируемого спускаемого аппарата марсианской экспедиции, входящего в атмосферу Земли с большими сверхзвуковыми скоростями	145
<i>Столярова Н.А., Миненко В.Е.</i> Исследование возможности подтормаживания спускаемого аппарата перед входом в атмосферу Земли после марсианской экспедиции	148

<i>Тузиков С.А., Юн Сон Ук, Кульков В.М., Егоров Ю.Г., Фирсюк С.О.</i>	
Принципы построения и области применения малых космических аппаратов на базе унифицированных космических платформ	150
<i>Тун Лин Хтет, Просунцов П.В.</i> Методика проектирования композитного силового набора хвостовой части фюзеляжа	153
<i>Фадеевков П.В., Ишков С.А., Старинова О.Л., Филиппов Г.А.</i> Оптимизация проектных параметров перспективных многоцветных межорбитальных систем	157
<i>Фомина Е.И., Худорожко М.В., Думанский А.М.</i> Разработка методики идентификации свойств углепластиков с учетом нелинейности деформирования	160
<i>Чегиринский Я.В., Осмонкулова А.Д., Сапронов Д.В.</i> Выбор рациональных параметров композитной силовой конструкции космического аппарата с ядерной энергетической установкой	163
<i>Шахвердов А.О., Зимин В.Н., Кисанов Ю.А., Павлов Н.Г.</i> Анализ использования привода из материала с эффектом памяти формы для раскрытия ободной конструкции	166
<i>Эспиноса Б.О.У.</i> Разработка и изготовление стендов для проведения испытаний по определению и обеспечению характеристик продольной и поперечной устойчивости беспилотного летательного аппарата многороторной схемы	169
<i>Эспиноса Б.О.У.</i> Разработка системы сбора полетных данных беспилотного летательного аппарата	171
<i>Юденков В.Э., Лебитков В.К., Балакшина Д.В.</i> Разработка и аппроксимация нового подхода к расчету комбинированных изделий	174
<i>Ющенко И.Р., Киселев Г.В., Урывин К.В., Агеева Т.Г.</i> Оптимальное проектирование обшивки фюзеляжа многоцветного космического аппарата туристического класса	177
<i>Янгалин Г.Р., Поклад М.Н., Лобов С.А.</i> Космическая группировка спутников Finder для нахождения людей, отслеживания ценных объектов и безопасности	180
Секция 3. Основоположники аэрокосмического двигателестроения и проблемы теории и конструкций двигателей летательных аппаратов ...	184
<i>Бечаснов П.М.</i> Применение микрогибридных гетерогенных конденсированных систем для повышения энергетики ракетных двигателей ..	184
<i>Зуев А.А., Шелудько М.Л., Арнольд А.А.</i> Определение скорости ядра потока динамически нестабилизированных участков цилиндрического и прямоугольного переменного сечения	187
<i>Зуев А.А., Шелудько М.Л., Данилов Н.А., Арнольд А.А.</i> Определение толщины динамического пограничного слоя для начального нестабилизированного участка	190
<i>Коптев И.И., Федотова К.В., Гоголь Д.В.</i> Численное моделирование динамического взаимодействия продуктов сгорания энергетического конденсированного материала с элементами проточного тракта сложной формы	196

<i>Кручков С.В., Арефьев К.Ю., Воронецкий А.В.</i> Исследование эффективности комбинированной системы охлаждения сверхзвуковой камеры сгорания на водородном горючем	199
<i>Кудинов А.С., Фёдоров С.А., Юрченко И.И., Партола И.С., Мосолов С.В., Клименко А.Г.</i> Модульные двигательные установки для космических аппаратов формата «кубсат»	201
<i>Папырин П.В., Ягодников Д.А., Сухов А.В.</i> Экспериментальное исследование процессов воспламенения и горения азровзвеси нанодисперсных частиц полиборида алюминия	204
<i>Полянский А.Р., Рязанов Р.С.</i> Автоматизированное проектирование центробежного насоса турбонасосного агрегата жидкостного ракетного двигателя в среде инженерного комплекса ANSYS	207
<i>Пономарев А.В., Пелевин Ф.В.</i> Двухконтурный рекуперативный теплообменный аппарат с межканальным движением теплоносителя в обоих контурах	210
<i>Сафонова Д.Б., Рудинский А.В.</i> Сравнение различных моделей электризации частиц конденсированной фазы в камере сгорания модельного жидкостного ракетного двигателя	213
<i>Сулейманов И.М.</i> Анализ взаимных спектральных плотностей фазочастотных спектров сигналов тензометрирования деформаций трубопроводов малого диаметра жидкостных ракетных двигателей в целях оценки остаточного ресурса усталостной прочности	215
<i>Федотова К.В., Ворожеева О.А., Ковалев К.Е.</i> Численное исследование влияния режимных параметров на характеристики горения в камере ракетного двигателя малой тяги на топливе кислород — метан и кислород — водород	218
<i>Шостов А.К., Бугай В.В., Федотова К.В.</i> Определение оптимальной системы косых скачков уплотнения воздухозаборного устройства с учетом диссоциации набегающего потока воздуха при высоких скоростях набегающего потока	220
Секция 4. Космическая энергетика и космические электроракетные двигательные системы — актуальные проблемы создания и обеспечения качества, высокие технологии	
223	
<i>Бенклян А.С., Ляпин А.А., Будиновский С.А., Татарников С.В.</i> Исследование работы вакуумно-дугового испарителя с протяженной зоной испарения для нанесения защитных покрытий на детали транспортных и энергетических газотурбинных установок	223
<i>Воеводкин Г.С., Вагапова Н.Т., Лебедев А.А., Рябцева М.В., Бадурин И.В.</i> Анализ конструкций концентраторных модулей на основе многокаскадных фотоэлектрических преобразователей	226
<i>Воропаев Р.А., Мацак И.С., Тугаенко В.Ю.</i> Определение характеристик теплового аккумулятора экспериментально-расчетным методом	231
<i>Голиков А.А., Филатьев А.С.</i> Условия долгосрочного существования космических аппаратов с воздушными электрореактивными двигателями на сверхнизких орбитах при вариациях характеристик ионосферы	234

<i>Гордеев С.В., Канев С.В., Мельников А.В., Хартов С.А.</i> Исследование высокочастотного ионного двигателя с прямоточной конфигурацией разрядной камеры	239
<i>Лебедев А.А., Наумова А.А., Рябцева М.В., Смирнов А.А., Болотин А.М., Ваганова Н.Т.</i> Оценка эффективности внедрения перспективных каскадных фотоэлектрических преобразователей в состав солнечных батарей космических аппаратов	242
<i>Максимов А.Д., Чубенко Т.А.</i> Предварительная оценка массы блока маневрирования полнофункционального наноспутника	246
<i>Манегин Д.С., Оссовский А.В., Черный И.А., Сурминский А.С., Ивахненко С.Г., Воробьев Е.В., Шилов С.О., Рязанов В.А.</i> Стыковочные испытания двигательной установки на базе малогабаритного высокочастотного ионного двигателя GT50	251
<i>Мацак И.С., Воропаев Р.А., Тугаенко В.Ю.</i> Исследование эффективности системы беспроводной передачи энергии лазерным излучением	254
<i>Михайлов П.С., Максимов А.Д., Музюкин И.Л.</i> Разработка лабораторного образца микроимпульсного плазменного двигателя для наноспутников	258
<i>Мяжков Л.Л., Локтионов Ю.В., Гранич В.Ю., Ширковский И.А.</i> Об эффективности передачи и преобразования энергии на линейных агрегатах Стирлинга для космических платформ	260
<i>Овчар А.В.</i> Прорывное движение без пропеллента: физические принципы создания тяги в двигателе на основе К-резонатора	263
<i>Онуфриев В.В., Онуфриева Е.В.</i> Об оптимизации энергомассовых энергофизических характеристик высоковольтного диода систем преобразования тока для космических ядерных энергодвигательных установок	266
<i>Онуфриев В.В., Онуфриева Е.В., Суркова А.Д.</i> Выбор транспортно-энергетического модуля с учетом параметров термоэмиссионной ядерно-энергетической установки и электроракетных двигателей для космического аппарата	269
<i>Онуфриев В.В., Онуфриева Е.В., Ивашкин А.Б.</i> К вопросу о совместной работе высоковольтного термоэмиссионного диода, бортового источника тока и нагрузки	273
<i>Поддуйко Н.А., Марахтанов М.К., Хохлов Ю.А.</i> Исследование двухступенчатого холодного полого магнетронного катода	276
<i>Пунанов И.Ф., Морозов П.А., Емлин Р.В., Щербаков Е.Н., Яшинов Л.Ю.</i> Тяговые характеристики макета компактного импульсного электроразрядного двигателя малой тяги с рабочей частотой 400 Гц	279
<i>Рыжков С.В., Кузенов В.В., Бросин П.Д.</i> Особенности уравнения Фоккера — Планка для лазерной плазмы в лазерно-плазменных двигателях ...	282
<i>Солодухин А.Е., Архангельский Н.И., Захаренков Л.Э., Каревский А.В., Кувшинова Е.Ю., Музыченко Е.И., Семенкин А.В., Сеницын А.А.</i> Применение мощных энергодвигательных систем для выполнения транспортных задач в космосе	285
<i>Тугаенко В.Ю., Евдокимов Р.А., Щербенко Н.В.</i> Перспективы применения и отработка технологии беспроводной передачи электрической энергии между космическими аппаратами	289

<i>Федорова Д.К., Егозиш Д.А., Телех В.Д.</i> К определению оптимального режима работы абляционного импульсного плазменного двигателя в области малых энергий	292
<i>Холманова М.А.</i> О противоречии уравнений количества движения для абсолютно неупругого удара масс газа и твердых тел и перспективах его разрешения	295
<i>Цветков А.Г.</i> Применение метода малых отклонений при создании замкнутых газотурбинных установок космического назначения	297
<i>Чебыкин Е.О., Телех В.Д., Подлосинская А.П., Федорова Д.К.</i> Исследование испарения фторопласта излучением различного спектрального состава	300
<i>Чуянова Е.С., Генали М.А., Рябцева М.В., Лебедев А.А., Ваганова Н.Т.</i> Оценка эффективности просветления многокаскадного фотоэлектрического преобразователя на начало и конец срока активного существования	303
<i>Шилов С.О., Воробьев Е.В., Ивахненко С.Г., Синопальников Д.К.</i> Исследование тяговых характеристик двигателя с анодным слоем при его работе на криптоне, криптон-ксеноновой смеси и ксеноне	307
<i>Шилов С.О., Воробьев Е.В., Плотникова О.П., Ивахненко С.Г.</i> Влияние глубины ускорительного канала на энергетический спектр ионов в пучке двигателя с анодным слоем при работе на криптоне, ксеноне и их смеси	310
<i>Янгалин Г.Р.</i> Международная лунная зеркально-осветительная станция для освещения городов и корректирования погодных условий	313
Секция 5. Прикладная небесная механика и управление движением	316
<i>Авдюшкин А.Н.</i> Нелинейный анализ устойчивости коллинеарной точки либрации L1 в плоской ограниченной слабоэллиптической фотогравитационной задаче трех тел при резонансах третьего и четвертого порядков	316
<i>Биктимиров Ш.Н., Белый Г.Ю., Глухов И.В.</i> Оптимизация числа просмотров графических изображений, демонстрируемых из космоса формаций малых спутников	319
<i>Болотских А.А., Иванов Д.С., Ткачев С.С., Жарких Р.Н.</i> Летные испытания системы ориентации наноспутников компании СПУТНИКС	322
<i>Буланов Д.М., Сазонов В.В.</i> Установившееся вращательное движение спутника Фотон М-2	324
<i>Валиуллин А.А., Притыкин Д.А., Лукашевичус А.А.</i> Обучение с подкреплением в задаче управления ориентацией космического аппарата с деформируемыми элементами	327
<i>Гришко Д.А., Баранов А.А., Щеглов Г.А.</i> Оптимизация миссий увода объектов крупного космического мусора на орбиты захоронения и динамика захвата этих объектов многозвенным манипулятором	330
<i>Грушевский А.В., Голубев Ю.Ф., Корянов В.В., Тучин А.Г., Тучин Д.А.</i> Обобщенная формула Резерфорда и оптимизация пучкового моделирования гравитационных маневров в Солнечной системе	334
<i>Зубко В.А., Эйсмонт Н.А., Беляев А.А., Федяев К.С., Симонов А.В.</i> Расширение областей посадки на поверхности Венеры с использованием резонансной орбиты	338

<i>Иванов С.Г., Баранов А.А., Чернов Н.В., Гришко Д.А.</i> Анализ стратегий управления движением при коллокации геостационарных спутников в окрестности точки стояния +95 градусов	341
<i>Иванов Д.С., Ахлумади Махди реза, Козин Ф.А.</i> Исследование алгоритмов управления движением космического аппарата при сближении с некооперирующим объектом космического мусора	344
<i>Ивашкин В.В.</i> Н.Е. Жуковский и теорема Ламберта	346
<i>Игнатов А.И., Иванов Г.А., Коломиец Е.С., Мартыненко Е.В.</i> Реализация режима солнечной ориентации космического аппарата с помощью системы двигателей-маховиков	350
<i>Корнеев К.Р., Трофимов С.П.</i> Переход к переменным Кустаанхеймо — Штиффеля как каноническое преобразование уравнений оптимального движения с малой тягой	353
<i>Красильников П.С.</i> О многообразии «гравитационный пропеллер» в обобщенной круговой задаче Ситникова	356
<i>Кузнецов А.А., Завьялова Н.А., Петров Д.А., Фукин И.И.</i> О высокопроизводительном интеграторе уравнений орбитального движения тел в околоземном пространстве	359
<i>Ледков А.С., Асланов В.С.</i> Динамика и управление объектом космического мусора при его бесконтактной транспортировке ионным потоком в плоском случае ..	362
<i>Ледкова Т.А.</i> О выборе рациональной конфигурации тросовой системы, предназначенной для стабилизации движения окололунной космической станции	365
<i>Маштаков Я.В., Иванов Д.С., Монахова У.В.</i> Поддержание треугольной спутниковой формации при помощи аэродинамических сил	368
<i>Монахова У.В., Иванов Д.С., Маштаков Я.В., Шестаков С.А.</i> Оценка размера коммуникационной области в задаче децентрализованного управления движением роя наноспутников	371
<i>Мухачев П.А., Притыкин Д.А.</i> Локализация отказа магнитной системы ориентации и стабилизации малого космического аппарата	373
<i>Нерядовская Д.В., Асланов В.С.</i> Тросовая система в коллинеарных точках либрации L1, L2 системы Марс — Фобос	377
<i>Никонов В.И., Бузов А.А., Шалимова Е.С.</i> Об относительных равновесиях точки на шероховатой поверхности сферической полости равномерно вращающегося гравитирующего шара	380
<i>Никонова Е.А., Бузов А.А.</i> О производящей функции тензора Эйлера — Пуансо твердого тела	384
<i>Охитина А.С., Ролдугин Д.С., Ткачев С.С.</i> Применение алгоритма метода роя для обеспечения трехосной магнитной ориентации космического аппарата	388
<i>Патель И., Тихонов А.А.</i> О влиянии возмущения J2 на движение спутника под воздействием силы Лоренца	390
<i>Родников А.В.</i> О движении аппарата с солнечным парусом в окрестности неустойчивой точки либрации	393
<i>Рожков М.А., Старинова О.Л.</i> Баллистический анализ транспортировочной системы Земля — Марс — Земля на базе солнечных парусов	395

<i>Ролдугин Д.С., Ткачев С.С.</i> Движение спутника в окрестности режима солнечной стабилизации под управлением алгоритма Sdot	398
<i>Рязанов В.В.</i> Положение относительного равновесия космического аппарата при бесконтактном способе увода космического мусора	400
<i>Тихонов А.А., Александров А.Ю.</i> Об электродинамическом управлении с распределенным запаздыванием для стабилизации искусственного спутника Земли на экваториальной орбите	403
<i>Целоусова А.А., Трофимов С.П., Широбоков М.Г., Перепухов Д.Г.</i> Проектирование низкоэнергетических перелетов к Луне с промежуточным лунным гравитационным маневром	405
<i>Чернов К.С., Иванов Д.С.</i> Использование силы Лоренца для управления тросовой тетраэдральной формацией микроспутников на низкой околоземной орбите	409
<i>Эскин Б.Б., Соколов Л.Л., Кутеева Г.А., Баляев И.А., Петров Н.А.</i> Поиски опасных астероидов	411
<i>Юн Сон Ук, Петухов В.Г.</i> Оптимизация свободных граничных условий на траектории перелета с минимальной тягой между околоземной и окололунной орбитами	414
<i>Янова О.В., Филатьев А.С., Голиков А.А.</i> Синтез оптимального управления изменением орбиты космического аппарата с воздушным электрореактивным двигателем	416
Секция 7. Развитие космонавтики и фундаментальные проблемы газодинамики, горения и теплообмена	421
<i>Venigopalan Neelima, Ghimirey Bishal.</i> Распыление и сжигание комбинаций пропеллентов LO_x/GH_2 и LO_x/GCH_4 в одном коаксиальном инжекторе	421
<i>Абдуллин М.Р.</i> Разработка методики расчета коэффициента теплоотдачи к газообразному метану в условиях его естественной конвекции	423
<i>Алтунин В.А.</i> Анализ тепловых процессов в жидких углеводородных горючих и охладителях двигателей летательных аппаратов	428
<i>Беляева А.С., Яковчук М.С., Брыков Н.А., Тетерина И.В.</i> Влияние формы заряда твердого топлива на осаждение конденсированной фазы	431
<i>Иванов М.Я.</i> Закон Гука — Ньютона — Кулона и его применение в аэрокосмической технике	434
<i>Исаев С.А., Леонтьев А.И.</i> Численное и физическое моделирование аномальной интенсификации отрывного течения и теплообмена в одно- и многорядных наклонных канавках с полусферическими законцовками на стенке узкого канала и на пластине. Новые результаты	436
<i>Калинина А.П., Замураев В.П.</i> Горение керосина в потоке с числом Маха $M \leq 2$ под действием газодинамических импульсов	440
<i>Капранов В.В., Тугаенко В.Ю.</i> Исследование химического состава метеоров из космоса	443
<i>Каун Ю.В., Колычев А.В.</i> Метод термоэмиссионного охлаждения центрального тела многокамерной двигательной установки	447

<i>Каун Ю.В., Брыков Н.А.</i> Многоуровневая математическая модель течения газа в сопловом канале с центральным телом	450
<i>Лаптинский А.И., Алексеева М.М., Тетерина И.В.</i> Исследование применимости газоструйных излучателей в качестве распыляющего устройства	452
<i>Лобанов И.Е.</i> Теплоотдача в трубах с диафрагмами как функция критерия Прандтля	455
<i>Львов М.В., Алтунин В.А.</i> Разработка экспериментальной установки для исследования влияния электростатических полей на тепловые процессы в моторных авиационных маслах в условиях вынужденной конвекции	458
<i>Максимов Ф.А., Зубин М.А.</i> Подъемная сила конических звездообразных тел при сверхзвуковых скоростях	461
<i>Максимов Ф.А., Зубин М.А.</i> Структуры течения в ударном слое около ромбовидных крыльев при их несимметричном обтекании	465
<i>Рулева Л.Б., Солодовников С.С.</i> Экспериментальные исследования потоков в плоских каналах	467
<i>Русаков С.В., Ерофеев А.И.</i> Исследование релаксационных процессов в высокотемпературных газах на основе классических траекторных расчетов с учетом внутренних степеней свободы молекул, диссоциации и рекомбинации	470
<i>Савелова К.Э., Алексеева М.М.</i> Численное моделирование смены типа взаимодействия скачков уплотнения во входном сечении воздухозаборника летательного аппарата	473
<i>Сергеев М.Н.</i> Зависимость гистерезиса закрученного потока от условий выхода струи	476
<i>Тарасов Д.А., Фирсов А.А.</i> Моделирование разряда постоянного тока в сверхзвуковом потоке	478
<i>Толстогозув С.С., Чернышов П.С.</i> Сравнение результатов метода решеточных уравнений Больцмана и методов на основе уравнений Навье — Стокса	481
<i>Фирсов А.А., Тарасов Д.А.</i> Продольный электрический разряд постоянного тока в сверхзвуковом потоке	484
<i>Чаплыгин А.В., Васильевский С.А., Тептеева Е.С., Колесников А.Ф., Галкин С.С.</i> Развитие методов экспериментального исследования теплообмена в струях диссоциированных газов высокочастотных индукционных плазмотронов	486

Научное издание

**XLVI АКАДЕМИЧЕСКИЕ ЧТЕНИЯ
ПО КОСМОНАВТИКЕ**

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

Москва, 25–28 января 2022 г.

Сборник тезисов

Том 1

Художник Э.Ш. Мурадова
Компьютерная верстка *С.А. Серебряковой*

Оригинал-макет подготовлен
в Издательстве МГТУ им. Н.Э. Баумана.

В оформлении использованы шрифты
Студии Артемия Лебедева.

Подписано в печать 24.05.2022. Формат 70×100/16.
Усл. печ. л. 40,63. Тираж 650 экз.

Издательство МГТУ им. Н.Э. Баумана.
105005, г. Москва, улица 2-я Бауманская, д. 5, к. 1.
info@bmstu.press
<https://bmstu.press>

Отпечатано в типографии МГТУ им. Н.Э. Баумана.
105005, г. Москва, улица 2-я Бауманская, д. 5, к. 1.
baumanprint@gmail.com