



ВЕСТНИК 2

НПО ИМЕНИ С.А. ЛАВОЧКИНА

64
2024

НАШЕМУ
ЖУРНАЛУ
15 ЛЕТ



40 ЛЕТ ЗАПУСКУ АВТОМАТИЧЕСКИХ МЕЖПЛАНЕТНЫХ СТАНЦИЙ ВЕГА-1, ВЕГА-2

15 и 21 декабря 1984 года
запущены **ВЕГА-1, -2**.

Впервые в атмосферу Венеры введены аэростатные зонды для исследования циркуляции атмосферы, продолжено контактное изучение состава грунта, определено содержание серной кислоты в облаках.

КА подлетели к комете Галлея, впервые получены изображения ядра кометы и данные по составу ядра и комы.

основными научными задачами являлись:

- исследование кометы Галлея (состав ядра и комы) с относительно близкого расстояния, их фотосъёмка, обеспечение навигации европейской станции для сближения с кометой;
- исследование циркуляции атмосферы планеты аэростатными зондами;
- продолжение контактного изучения состава грунта, содержание серной кислоты в облаках Венеры.



с о д е р ж а н и е

Журналу «Вестник «НПО имени С.А. Лавочкина» 15 лет	3
Моишеев А.А., Котляров Е.Ю., Кочетков А.Ю., Михайлов А.Н., Тулин Д.В., Шаханов А.Е., Шабарчин А.Ф., Шеметова Е.В. Исследование влияния способа установки экранно-вакуумной теплоизоляции на эффективность низкотемпературной системы охлаждения целевой аппаратуры КА	4
Луженков В.В., Котляров Е.Ю., Финченко В.С. К вопросу обоснования ограничений пространственной ориентации разгонного блока «Фрегат» по его тепловому режиму при доставке космического аппарата в заданную точку орбитального полёта	11
Ефанов В.В., Кузин Е.Н. Инженерная методика расчёта основных параметров детонационного устройства разделения поршневого типа	19
Насибулин М.Ш. Взаимосвязь рисков принятия ошибочных решений при планировании и проведении оптимального контроля надёжности иерархических систем космической техники в условиях мелкосерийного производства	25
Занин К.А., Москатиньев И.В., Демидов А.Ю. Анализ возможностей нового класса зарубежных космических аппаратов – видео радиолокаторов с синтезированием апертуры. Часть 2	32
Клименко Н.Н., Хмель Д.С. Стратосферные системы наблюдения открывают новые возможности для космических исследований	38
Колобов А.Ю., Блинов Д.С., Скоробогатов П.О. К вопросу о выборе рациональной методики оценки вероятности безотказной работы изделий ракетно-космической техники при лётных испытаниях и эксплуатации	45
Казмерчук П.В., Вернигора Л.В. Оптимизация межпланетных траекторий и гравитационных манёвров КА с малой тягой методом линеаризации. Часть 1	50
Овчарова А.С., Гордиенко Е.С., Михайлов Е.А. Выбор низкоэнергетической схемы выведения космического аппарата на орбиту вокруг Луны через точку либрации L_2 системы Солнце – Земля для увеличения массы полезной нагрузки	57
Клименко Н.Н., Занин К.А. Космические системы оптико-электронного наблюдения между прошлым и будущим. Часть 1. Трансформация концепции создания и применения космических средств оптико-электронного наблюдения на рубеже эпох	69
Пономарев К.Е., Борщев Ю.П., Сидякин В.А., Люкс Д.И., Стрельников И.В., Григорьев П.С., Гончаров В.В. Применение термомеханической сварки для сварных единиц с деталями из алюминиевых сплавов полученными аддитивным методом	84
Софьин А.П., Федорова Л.А., Уханов И.Г., Кукушкин И.О. Конструктивные особенности космического робота с амёбидным двигателем	91
Белянкин А.В., Дуга В.В. Модель нагрева космического микроаппарата при вхождении в плотные слои атмосферы	97

журнал является рецензируемым изданием

- журнал включён в базу данных «Российский индекс научного цитирования» (РИНЦ), размещаемую на платформе НАУЧНОЙ ЭЛЕКТРОННОЙ БИБЛИОТЕКИ на сайте <http://www.elibrary.ru>
 - журнал включён в перечень российских рецензируемых научных журналов ВАК в категорию **K1** по группе научных специальностей **2.5.13**. Проектирование, конструкция, производство, испытания и эксплуатация летательных аппаратов; **2.5.14**. Прочность и тепловые режимы летательных аппаратов; **2.5.16**. Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов
 - мнение редакции не всегда совпадает с точкой зрения авторов статей
 - редакция не несёт ответственность за содержание рекламы
 - рукописи не возвращаются
 - при перепечатке материалов ссылка на «ВЕСТНИК «НПО ИМЕНИ С.А. ЛАВОЧКИНА» обязательна
 - плата с аспирантов и адъюнктов за публикацию статей не взимается
 - статьи журнала и требования к оформлению представленных авторами рукописей приведены на сайте журнала <http://www.vestnik.laspaceru>
 - подписной индекс 37156 в каталоге периодических изданий «Газеты и журналы» 000 ГК «УРАЛ-ПРЕСС»
- © АО «НПО ЛАВОЧКИНА» © авторы статей

ежеквартальный научно-технический журнал издаётся с 2009 года

адрес редакции: 141402 Московская обл., г. Химки, ул. Ленинградская, д. 24
телефоны: (495) 575 55 63, (495) 575 54 69
факс: (495) 572 00 68
адрес электронной почты: VESTNIK@LSPACE.RU
адрес в Интернете: <http://WWW.VESTNIK.LSPACE.RU>

главный редактор –

к.э.н.

Х.Ж. Карчаев

заместитель главного редактора –

д.т.н., профессор

В.В. Ефанов

редакционная коллегия

чл. СХ СССР, России **В.М. Давыдов**

д.т.н.

К.А. Занин

д.т.н.

Д.А. Кузнецов

к.т.н.

А.А. Моишеев

к.т.н.

И.В. Москатиньев

д.т.н.

А.Е. Назаров

д.т.н.

П.В. Федоркин

к.т.н.

В.С. Финченко

А.Е. Ширшаков

редакционный совет

академик РАН

О.М. Алифанов

д.ф.-м.н., профессор

В.В. Асмус

академик РАН

Л.М. Зелёный

к.т.н.

Е.Н. Кузин

д.т.н., профессор

А.А. Любомудров

д.т.н., профессор

Ю.А. Матвеев

академик РАН

Г.А. Попов

д.т.н., профессор

В.В. Хартов

д.т.н., профессор

Е.Н. Хохлачев

д.т.н., профессор

С.Н. Шевченко

чл.-корр. РАН

Б.М. Шустов

журнал является рецензируемым изданием

у ч р е д и т е л ь АО «НПО ЛАВОЧКИНА»

журнал зарегистрирован
в Федеральной
службе по надзору в сфере связи
и массовых коммуникаций.
адрес учредителя и издателя
совпадает с адресом редакции.
свидетельство ПИ № ФС 77-72311
от 01 февраля 2018 г.

ISSN 2075-6941



9 772075 694002

24002



>

chief editor –

c.sc. (ec.)

Kh.Zh. Karchayev

deputy chief editor –

d.eng., professor

V.V. Efanov

editorial board

member of

UA USSR, URA

V.M. Davydov

d.eng.

K.A. Zanin

d.eng.

D.A. Kuznetsov

c.sc. (eng.)

A.A. Moisheev

c.sc. (eng.)

I.V. Moskatiniyev

d.eng.

A.E. Nazarov

P.V. Fedorkin

d.eng.

V.S. Finchenko

c.sc. (eng.)

A.E. Shirshakov

editorial council

academician RAN

O.M. Alifanov

doctor of physical and mathematical sciences, professor

V.V. Asmus

academician RAN

L.M. Zelenyi

c.sc. (eng.)

E.N. Kuzin

d.eng., professor

A.A. Lyubomudrov

d.eng., professor

Y.A. Matveev

academician RAN

G.A. Popov

d.eng., professor

V.V. Khartov

d.eng., professor

E.N. Khokhlachev

d.eng., professor

S.N. Shevchenko

corresponding

member RAN

B.M. Shustov

the journal is a reviewed publication

founder

«LAVOCHKIN ASSOCIATION, JSC»

the journal is registered in Federal Service for telecommunications and mass media oversight. address of the founder and the publisher is the same as of the editorial office. certificate ПИ № ФС 77-72311 dated February 01, 2018

table of contents

The journal Vestnik NPO imeni S.A. Lavochkina celebrates its 15th anniversary. 3
Moisheev A.A., Kotlyarov E.Y., Kochetkov A.Y., Mikhailov A.N., Tulin D.V., Shakhanov A.E., Shabarchin A.F., Shemetova E.V.
 Study on the multi-layer insulation application method effects the efficiency of cryogenic system of the spacecraft mission equipment 4
Luzhenkov V.V., Kotlyarov E.Yu., Finchenko V.S.
 On the issue of the justification of space orientation limitation of Fregat upper stage by its thermal control while the delivery of the spacecraft to the target point in an orbital flight 11
Efanov V.V., Kuzin E.N.
 Engineering methodology for calculating the main parameters of a piston-type detonation separation device 19
Nasibulin M.Sh.
 The relationship between the risks of making erroneous decisions in planning and conducting optimal reliability control of hierarchical space technology systems in small-scale production 25
Zanin K.A., Moskatiniyev I.V., Demidov A.Iu.
 Exploratory study of a new class foreign spacecraft capabilities: video synthetic aperture radars. Part 2 32
Klimenko N.N., Khmel D.S.
 Stratospheric surveillance systems enable new capabilities for space researches 38
Kolobov A.Yu., Blinov D.S. Skorobogatov P.O.
 On the issue of choosing a rational methodology for assessing the probability of trouble-free operation of rocket and space technology products during flight tests and operation 45
Kazmerchuk P.V., Vernigora L.V.
 Optimization of the low thrust spacecraft interplanetary trajectories and gravity maneuvers by the linearization method. Part 1. 50
Ovcharova A.S., Gordienko E.S., Mikhailov E.A.
 The choice of a low-energy scenario of spacecraft injection into Moon orbit through the L₂ libration point of the Sun – Earth system aimed at the payload mass increasing 57
Klimenko N.N., Zanin K.A.
 Space-borne electro-optical surveillance systems between past and future. Part 1. Transformation of the concept of development and deployment of space-borne electro-optical surveillance systems at the turn of the ages 69
Ponomarev K.E., Borshchev Yu.P., Sidiyakin V.A., Strelnikov I.V., Liuks D.I., Grigoriev P.S., Goncharov V.V.
 Application of thermomechanical welding for welded units with aluminum alloy parts obtained by the additive method 84
Sofin A.P., Fedorova L.A., Ukhanov I.G., Kukushkin I.O.
 Design features of space robot with amoeboid thrusters 91
Beliankin A.V., Duga V.V.
 Microspacecraft heating model at entering dense atmosphere 97

the journal is a reviewed publication

- the journal is included into data base «Russian Index of Scientific Citation» (RISC) located at ELECTRONIC SCIENTIFIC LIBRARY, internet link <http://www.elibrary.ru>
 - the journal is in the list of Russian editions, authorized by the SUPREME CERTIFICATION COMMITTEE OF THE RUSSIAN FEDERATION, in category K1 referring the following scientific categories: 2.5.13. Aircraft design, production, testing and operation; 2.5.14. Aircraft durability and thermal modes; 2.5.16. Aircraft Dynamics, ballistics and control
 - the opinion of editorial staff not always coincide with authors' viewpoint
 - editorial staff is not responsible for the content of any advertisements
 - manuscripts are not returned
 - no part of this publication may be reprinted without reference to Space journal of «VESTNIK «NPO IMENI S.A. LAVOCHKINA»
 - post-graduates and adjuncts have not to pay for the publication of articles
 - magazine articles and features required of author manuscript design are available at Internet Site <http://www.vestnik.laspase.ru>
 - subscription index 37156 in catalogue periodicals «Gazeti i Jurnalni» 000 GK «URAL-PRESS»
- © «LAVOCHKIN ASSOCIATION, JSC» © article writers

scientific and technical quarterly journal published since 2009

editorial office address: 141402 Moscow region, Khimki, Leningradskaya str., 24
 phone: (495) 575 55 63, (495) 575 54 69
 fax: (495) 572 00 68
 e-mail: VESTNIK@LSPACE.RU
 internet: <http://WWW.VESTNIK.LSPACE.RU>

Журналу «Вестник «НПО имени С.А. Лавочкина» 15 лет

Уважаемые читатели, одному из самых передовых научно-технических журналов космической отрасли «Вестник «НПО имени С.А. Лавочкина» в этом году исполняется 15 лет с даты выхода в свет.

Для поднятия престижа, пропаганды достижений и развития научных школ предприятия, а также ознакомления с широким спектром научных и инженерно-технических идей и взглядов, в мае 2009 года было принято решение об издании научно-технического журнала «Вестник ФГУП «НПО имени С.А. Лавочкина». Одновременно на базе НПО им. С.А. Лавочкина были созданы специальный диссертационный совет Д 74.1.019.02 и аспирантура.

Всего с момента выхода первого номера журнала в сентябре 2009 года и по 2024 год вышло 64 номера и опубликовано 832 статьи. Первый номер был приурочен к 70-летию юбилею ОКБ ФГУП «НПО имени С.А. Лавочкина» и 95-летию со дня рождения выдающегося учёного и конструктора космической техники Г.Н. Бабакина.

В период с 2011–2014 годы ежегодно выходило по пять номеров, вместо заявленных четырёх, с приложением фолдеров и закладок. Были выпущены номера, посвящённые юбилейным датам предприятия, а также специальные выпуски по темам «ЭКЗОМАРС», межорбитальный космический буксир «Фрегат», «РАДИОАСТРОН», «СПЕКТР-УФ» и др.

С первых выпусков редколлекгией были заданы высокие критерии по написанию, формированию и отбору статей. По истечению двух лет с начала выпуска журнал был оценён Высшей аттестационной комиссией и включён в Перечень рецензируемых научных изданий, в которых должны быть опубликованы основные научные результаты диссертаций на соискание учёной степени кандидата наук, на соискание учёной степени доктора наук.

В 2023 году журналу присвоена высшая категория К1 по группе научных специальностей: 2.5.13. Проектирование, конструкция, производство, испытания и эксплуатация летательных аппаратов; 2.5.14. Прочность и тепловые режимы летательных аппаратов; 2.5.16. Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов.

С января 2011 года по декабрь 2021 года журнал выходил на английском языке дополнительным номером «Vestnik NPO imeni S.A. Lavochkina» к журналу «Solar System Research», распространялся в англоговорящем научном сообществе и входил в международную систему цитирования Scopus.

С 2011 года «Вестник «НПО имени С.А. Лавочкина» представлен в основной российской базе данных Научной электронной библиотеке и индексируется в Российском индексе научного цитирования. Это позволило значительно расширить географию распространения «Вестника «НПО имени С.А. Лавочкина» и соответственно увеличить читательскую аудиторию.

Большой интерес к статьям выразился в росте наукометрических показателей журнала: цитирований, импакт-фактора, просмотров аннотаций, загрузок журнала и др. Журнал имеет самые высокие наукометрические показатели среди издаваемых организациями ГК «Роскосмос».

С 2011 года двухлетний импакт-фактор журнала «Вестник «НПО имени С.А. Лавочкина» вырос с 0,277 до 0,825. Суммарное число цитирований статей в РИНЦ 3470.

За последние три года статистика в Научной электронной библиотеке показывает, что среднее число просмотров статей в её базе составило – 8307, а среднее число скачиваний полных текстов статей – 1840. Число ссылок на самую цитируемую статью – 11.

Всё это отражает рост научной значимости журнала, прежде всего в кругах учёных, а также среди студентов, аспирантов, адъюнктов и сотрудников космической отрасли.

Издательский процесс журнала требует чёткого взаимодействия всех участников и подразделений: учредителя, главного редактора, членов редколлекгии и редсовета, авторов статей, дизайнера, верстальщика, корректора, редакторов, переводчиков и многих других работников Общества.

Поздравляем всех, кто внёс свою лепту в создание от самого первого чёрно-белого выпуска на скобах до качественного полноцветного научно-технического периодического журнала с пятнадцатилетним юбилеем и пусть этот юбилей станет отсчётом новой страницы в истории журнала.

Редколлекгия журнала
«Вестник «НПО имени С.А. Лавочкина»

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ СПОСОБА УСТАНОВКИ ЭКРАННО-ВАКУУМНОЙ ТЕПЛОИЗОЛЯЦИИ НА ЭФФЕКТИВНОСТЬ НИЗКОТЕМПЕРАТУРНОЙ СИСТЕМЫ ОХЛАЖДЕНИЯ ЦЕЛЕВОЙ АППАРАТУРЫ КА

STUDY ON THE MULTI-LAYER INSULATION APPLICATION METHOD EFFECTS THE EFFICIENCY OF CRYOGENIC SYSTEM OF THE SPACECRAFT MISSION EQUIPMENT

А.А. Моисеев¹,
кандидат
технических наук,
MoisheevAA@laspace.ru;
A.A. Moisehev

Е.Ю. Котляров¹,
кандидат
технических наук,
KotliarovEIU@laspace.ru;
E.Y. Kotlyarov

А.Ю. Кочетков¹,
кандидат
технических наук,
KochetkovAIU@laspace.ru;
A.Y. Kochetkov

А.Н. Михайлов¹,
MikhailovAN@laspace.ru;
A.N. Mikhailov

Д.В. Тулин¹,
TulinDV@laspace.ru;
D.V. Tulin

А.Е. Шаханов¹,
кандидат
технических наук,
SHakhanovAE@laspace.ru;
A.E. Shakhanov

А.Ф. Шабарчин¹,
кандидат
технических наук,
SHabarchinAF@laspace.ru;
A.F. Shabarchin

Е.В. Шеметова¹,
кандидат
технических наук,
SHemetovaEV@laspace.ru;
E.V. Shemetova

Представлены результаты измерений теплового потока, отводимого низкотемпературной системой охлаждения из инструментального отсека космического телескопа T-170M в процессе тепловакуумных испытаний. Приведён состав применяемых в испытаниях экспериментальных сборок, описаны конструкция и принцип работы теплообменника-тепломера, с помощью которого осуществляется термостатирование объекта испытаний и измерение тепловых потоков. Дан сравнительный анализ эффективности экранно-вакуумной теплоизоляции в зависимости от способа изготовления теплоизоляции и технологии её нанесения на агрегаты низкотемпературной системы.

Ключевые слова: космический телескоп; низкотемпературная система охлаждения; экранно-вакуумная теплоизоляция; тепловакуумные испытания.

ВВЕДЕНИЕ

Экранно-вакуумная тепловая изоляция (ЭВТИ) представляет собой набор экранов с высокой отражательной способностью, разделённых прокладками из материалов с низкой теплопроводностью. В условиях вакуума теплоизолирующие свойства ЭВТИ существенно выше, чем у других видов теплоизоляции,

The article presents measurement results of heat flux discharged from the T-170M space telescope compartment by a cryogenic system in the course of thermal vacuum testing. The article gives experimental assemblies' composition which are used for test, describes the heat exchanger-heat meter design and its operating concept with which the test object thermal control and the heat flows measurement are carried out. A comparative analysis of the multi-layer insulation effectiveness is given, depending on the thermal insulation manufacturing method and its application technology on the cryogenic system units.

Keywords: space telescope; cryogenic system; multi-layer insulation; thermal vacuum test.

что обусловило её широкое применение на космических аппаратах (КА) с целью снижения неконтролируемого теплообмена КА с окружающей средой.

Термическое сопротивление ЭВТИ существенно зависит от марки ЭВТИ, способа её изготовления и технологии нанесения на защищаемую поверхность.

¹ АО «НПО Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.

Lavochkin Association, JSC, Russia, Moscow region, Khimki.

В настоящее время в АО «НПО Лавочкина» на космических аппаратах широко применяется беспылевая ЭВТИ ЭБК-2М, в качестве экранов в которой используется рифлёная металлизированная алюминием с двух сторон полиэтилентерефталатная плёнка, сдублированная прокладками из полиэфирного сетеполотна. Для дегазации ЭВТИ выполнена перфорация экранов – диаметр отверстий 2 мм, шаг перфорации 50 мм.

По результатам испытаний ЭВТИ ЭБК-2М, выполненная в виде плоского мата размером 400×400 мм с 30 экранами, имеет термическое сопротивление ~50 К·м²/Вт. Однако термическое сопротивление матов ЭВТИ, устанавливаемых на КА, существенно снижается по сравнению со значениями, замеренными в наземных условиях на модельных образцах. Это объясняется отличием реальных матов от модельных образцов. Реальные маты ЭВТИ имеют, как правило, двойную кривизну (обжатие), многочисленные швы, отверстия, нахлёсты, элементы защиты ЭВТИ от статического электричества и т.д., что значительно увеличивает тепловую проводимость через ЭВТИ.

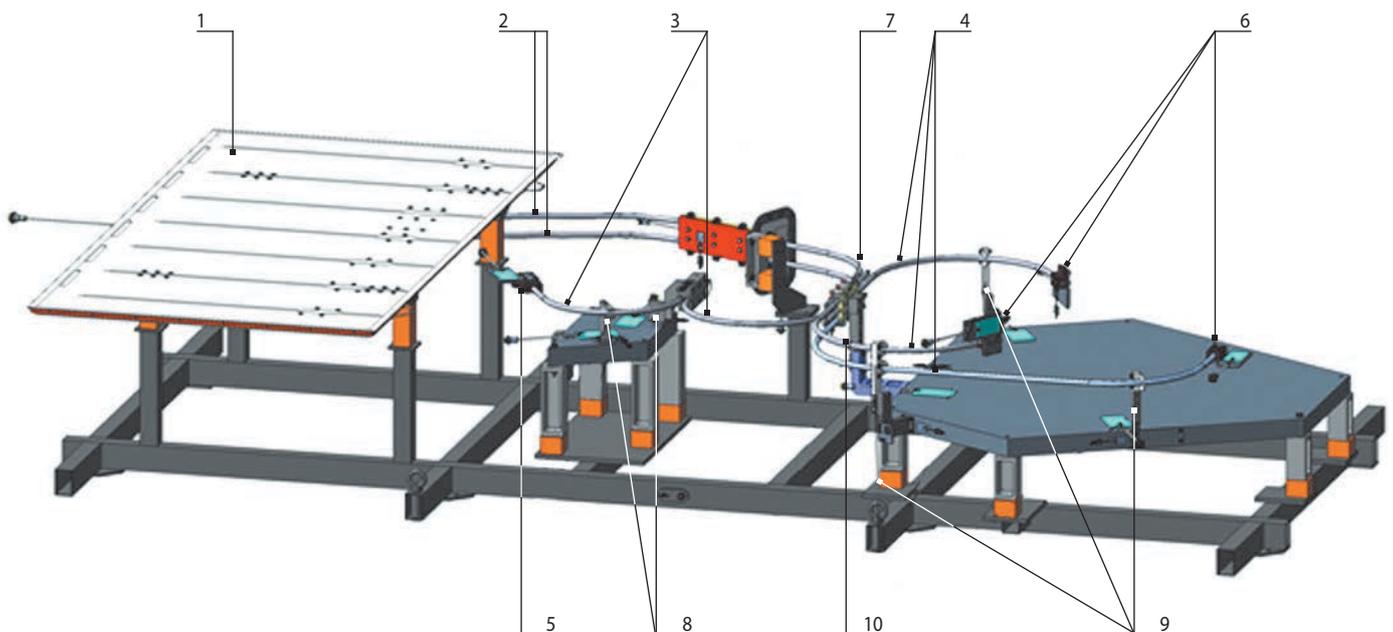
Выполненный расчётно-экспериментальный анализ по результатам шестилетней эксплуатации изделия «Электро-Л» показал, что термическое сопротивление ЭВТИ многих агрегатов существенно ниже теоретических значений и составляют 5–10 К·м²/Вт. Лишь в тех местах КА, где маты ЭВТИ плоские и не имеют излишних «конструктивно-технологических» элементов, термическое сопротивление ЭВТИ приближалось к теоретическому значению.

Величина теплопритоков через ЭВТИ особенно актуальна для установленных на КА низкотемпературных систем охлаждения фотоприёмных устройств (ФПУ). Теплопритоки через ЭВТИ, наносимую на теплопроводы низкотемпературной системы, с учётом их сложной формы и протяжённости, могут быть соизмеримы с тепловыделениями фотоприёмных устройств и существенно влиять на их тепловой режим.

В данной статье для низкотемпературной системы охлаждения (НСО) ФПУ космического телескопа Т-170М приведена методика измерения тепловых потоков по теплопроводам НСО и дан сравнительный анализ теплопритоков через ЭВТИ в зависимости от способа изготовления и технологии нанесения ЭВТИ.

1. Низкотемпературная система охлаждения фотоприёмных устройств

Фотоприёмные устройства входят в состав аппаратуры (блока спектрографов (БС) и блока камер поля (БКП)), размещённой в инструментальном отсеке (ИО) телескопа Т-170М (Мошнеев А.А. и др., 2014; Ширшаков А.Е. и др., 2022). В ИО средствами обеспечения теплового режима поддерживается температура 10...20°С (Тулин Д.В. и др., 2014), в то же время рабочая температура фотоприёмных устройств должна составлять минус 105°С. Для обеспечения указанной температуры ФПУ разработана



1 – радиатор; 2 – теплопровод радиатора; 3 – теплопровод БКП; 4 – теплопроводы БС; 5 – имитатор ФПУ БКП; 6 – имитаторы ФПУ БС; 7 – стыковочная плата; 8 – кронштейны крепления теплопроводов БКП; 9 – кронштейны крепления теплопроводов БС; 10 – кронштейн крепления стыковочной платы.

рисунок 1. Агрегаты НСО в составе теплового макета

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ СПОСОБА УСТАНОВКИ ЭКРАННО-ВАКУУМНОЙ ТЕПЛОИЗОЛЯЦИИ НА ЭФФЕКТИВНОСТЬ НИЗКОТЕМПЕРАТУРНОЙ СИСТЕМЫ ОХЛАЖДЕНИЯ ЦЕЛЕВОЙ АППАРАТУРЫ КА

радиационная низкотемпературная система охлаждения, в которой проводится сброс тепла излучением в открытый космос. НСО включает радиатор, размещённый на внешней теневой стороне КА, и систему теплопроводов на базе артериальных тепловых труб. Теплопроводы, идущие от ФПУ БС и БКП, соединяются со стыковочной платой, к которой крепится теплопровод радиатора.

Для наземной тепловакуумной отработки НСО разработан тепловой макет (рисунок 1), включающий агрегаты НСО и тепловые эквиваленты элементов конструкции ИО. Отработка составных частей НСО проводилась также при автономных тепловакуумных испытаниях (ТВИ) блока спектрографов (БС) и блока камер поля (БКП).

При разработке НСО важной задачей является минимизация паразитных теплопритоков к теплопроводам от агрегатов ИО. Для снижения этих теплопритоков элементы крепления теплопроводов выполнены с высоким термическим сопротивлением, а все наружные поверхности теплопроводов закрываются ЭВТИ. Теплопритоки через ЭВТИ зависят от способа её изготовления и технологии нанесения на теплопроводы.

2. Методика измерения величины теплового потока, передаваемого радиатору НСО

Тепловой поток, подводимый к радиатору НСО, складывается из тепловых потоков от ФПУ, тепловых потоков, поступающих к теплопроводам через установленную на них ЭВТИ, а также по элементам крепления теплопроводов к конструкции инструментального отсека.

Для выбора параметров радиатора НСО необходимо знать подводимый к нему суммарный тепловой поток, однако если тепловые потоки от ФПУ заранее известны и регламентированы, то тепловые потоки, поступающие к теплопроводам через ЭВТИ, достоверно оценить теоретически трудно, что требует определения их величины с помощью прямых измерений. С целью решения данной задачи тепловые потоки, идущие по теплопроводам от ФПУ (БС и БКП) к стыковочной плате, измеряют автономно, для чего на стыковочную плату НСО устанавливают теплообменник-тепломер.

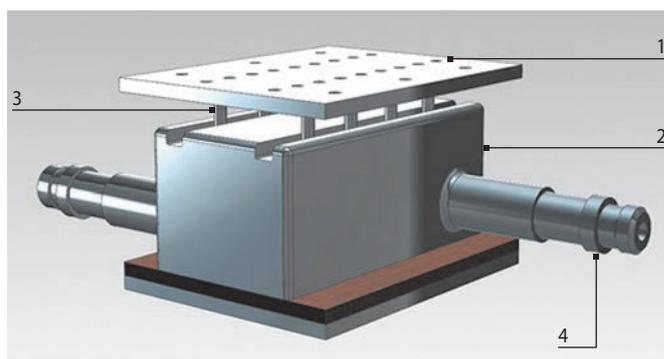
Концепция теплообменника-тепломера, специально разработанного для измерения тепловой нагрузки на стыковочную плату НСО, подробно описана в ряде работ (Кочетков А.Ю. и др., 2021; Кочетков А.Ю. и др., 2022). Конструкция теплообменника-тепломера представлена на рисунке 2: теплообменник-тепломер включает в себя контактное основание, теплообменник и калиброванную термическую развязку, организованную в виде набора (заданного количества)

болтовых соединений между контактным основанием и теплообменником.

Внутренние каналы теплообменника (по которым обеспечивается движение жидкого азота) демонстрирует рисунок 3.

Измерение величины теплового потока, проходящего от контактного основания теплообменника-тепломера к теплообменнику, осуществляется следующим образом:

Свободную поверхность контактного основания теплообменника-тепломера через теплопроводную пасту соединяют с ответной поверхностью стыковочной платы НСО. В теплообменнике-тепломере с помощью сквозной проливки жидкого азота поддерживают практически постоянную температуру на уровне минус $\sim 180^{\circ}\text{C}$. Расход азота должен быть достаточно велик, чтобы теплообменник-тепломер был малочувствителен к изменению тепловой нагрузки, поступающей к контактному основанию. По факту, это контролируется наличием жидкой фазы азота как на входе, так и на выходе из теплообменника-тепломера.



1 – контактное основание теплообменника-тепломера; 2 – теплообменник; 3 – термическая развязка между контактным основанием и теплообменником; 4 – магистраль жидкого азота.

рисунок 2. Конструкция теплообменника-тепломера

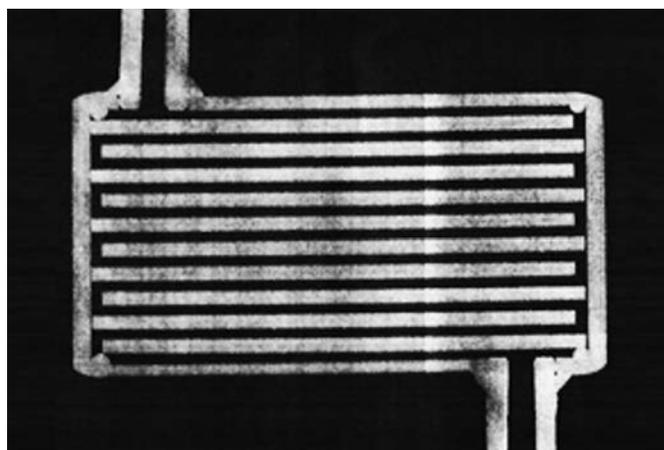


рисунок 3. Внутренние каналы теплообменника

На контактном основании теплообменника-тепломера поддерживается постоянная температура минус 110°C, т.е. температура, которую должна иметь стыковочная плата при штатной эксплуатации НСО. Чтобы обеспечить это, на контактном основании установлен электронагреватель, мощность которого позволяет стабильно поддерживать заданную температуру (минус 110°C). С помощью электронагревателя перед проведением испытаний НСО выполняется калибровка теплообменника-тепломера. В частности, для настоящих испытаний термическая проводимость теплообменника-тепломера была экспериментально определена как $R_{TM}=5,6$ Вт/К.

После присоединения НСО к контактному основанию по теплопроводам НСО к теплообменнику-тепломеру начинает поступать тепловой поток, и для поддержания заданной температуры на стыке (НСО с теплообменником-тепломером) необходимо выполнить снижение мощности электронагревателя на величину поступающего теплового потока. Следовательно, тепловой поток по теплопроводам (от НСО к теплообменнику-тепломеру) может быть определён с использованием соотношения:

$$Q_{НСО} = \frac{T_{КО} - T_{ТО}}{R_{TM}} - W_H(T_{КО}), \quad (1)$$

где $T_{КО}$ – температура контактного основания, °С (должна поддерживаться на уровне минус 110°C); $T_{ТО}$ – температура массива теплообменника-тепломера в зоне поверхности теплоподвода, °С; R_{TM} – термическое сопротивление теплообменника-тепломера, К/Вт (определяется экспериментально); W_H – мощность электронагревателя, Вт, которую подбирают для достижения заданной температуры $T_{КО}$.

На практике было подтверждено, что разработанная методика измерения теплового потока позволяет обеспечить поддержание стабильного стационарного режима при проведении ТВИ НСО, что важно для корректного измерения малого теплового потока с помощью калиброванного термического сопротивления. При этом индивидуальная калибровка теплообменника-тепломера, привязанная к уровню температур и выполняемая непосредственно перед ТВИ, позволила повысить достоверность выполняемых измерений.

3. Экспериментальное исследование теплопередающих характеристик ЭВТИ низкотемпературной системы охлаждения

Исследование тепловых потоков через ЭВТИ теплопроводов низкотемпературной системы охлаждения с помощью теплообменника-тепломера рассмотренной выше конструкции проведено на двух экспериментальных сборках:

- на тепловом макете оптико-механического блока БКП в процессе его тепловакуумной обработки в вакуумной камере ВК-27;
- на фрагменте теплопровода БКП в вакуумной камере ВК-101.

3.1. Измерение тепловых потоков по теплопроводу БКП в процессе ТВИ оптико-механического блока БКП

Тепловой макет для тепловакуумных испытаний оптико-механического блока БКП (рисунок 4) включает низкотемпературный контур охлаждения ФПУ БКП, который состоит из имитатора ФПУ, теплопровода из двух состыкованных артериальных тепловых труб и фрагмента стыковочной платы.



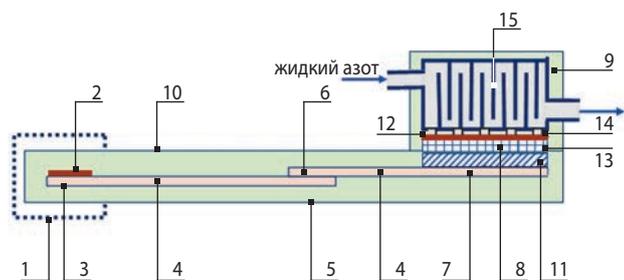
- 1 – имитатор ФПУ;
- 2 – кронштейн крепления теплопровода;
- 3 – артериальные тепловые трубы;
- 4 – фрагмент стыковочной платы;
- 5 – теплообменник-тепломер.

рисунок 4. Тепловой макет для тепловакуумных испытаний БКП

На имитаторе ФПУ установлен электронагреватель, мощность которого (3,1 Вт) равна тепловому потоку, поступающему в контур от ФПУ при штатной эксплуатации. Тепловые трубы установлены на кронштейнах с высоким термическим сопротивлением (не менее 100 К/Вт), и проведено горизонтрование тепловых труб для исключения влияния силы тяжести на их работу. Фрагмент стыковочной платы через теплопроводную пасту установлен на теплообменник-тепломер. Схема испытаний низкотемпературного контура БКП приведена на рисунке 5.

На все агрегаты низкотемпературного контура охлаждения нанесена теплоизоляция, выполненная из плоских матов ЭВТИ, обшитых с двух сторон облицовочным материалом. Марка ЭВТИ – ЭБК-2М,

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ СПОСОБА УСТАНОВКИ ЭКРАННО-ВАКУУМНОЙ ТЕПЛОИЗОЛЯЦИИ НА ЭФФЕКТИВНОСТЬ НИЗКОТЕМПЕРАТУРНОЙ СИСТЕМЫ ОХЛАЖДЕНИЯ ЦЕЛЕВОЙ АППАРАТУРЫ КА



- 1 – имитатор ФПУ; 2 – нагреватель 3,1 Вт;
- 3 – термодатчик T1; 4 – артериальные тепловые трубы;
- 5 – термодатчик T5; 6 – стык тепловых труб;
- 7 – термодатчик T2; 8 – термодатчик T3;
- 9 – теплообменник; 10 – ЭВТИ-ЭБК-2М;
- 11 – имитатор стыковочной платы;
- 12 – электронагреватель контактного основания;
- 13 – контактное основание; 14 – термическая развязка;
- 15 – теплообменник.

рисунок 5. Схема испытаний низкотемпературного контура БКП

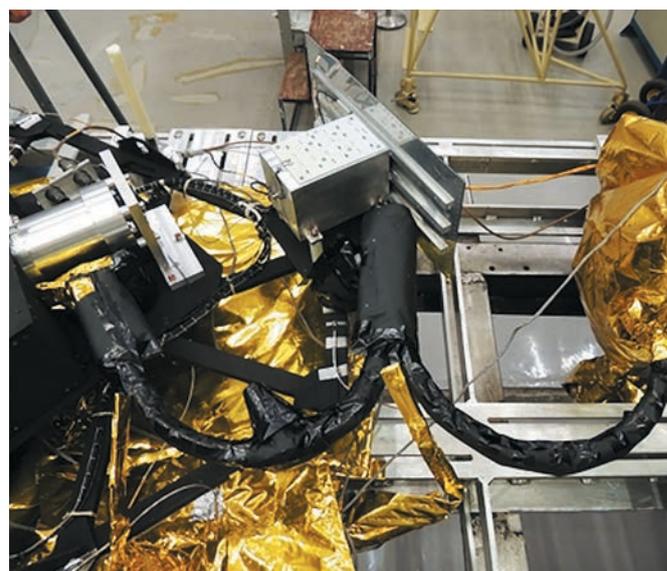


рисунок 6. Теплоизоляция теплопровода ФПУ БКП, выполненная из плоских матов ЭВТИ

количество слоёв – 60. Низкотемпературный контур охлаждения с нанесённой теплоизоляцией приведён на рисунке 6.

В вакуумной камере поддерживались: давление $5 \cdot 10^{-5}$ мм рт. ст.; температура $\sim 20^\circ\text{C}$, соответствующая температуре в ИО при штатной эксплуатации.

Для низкотемпературного контура охлаждения проведено два режима испытаний:

- режим 1 с выключенным электронагревателем имитатора ФПУ, когда тепловой поток на теплообменник-тепломер поступает только через теплоизоляцию теплопровода;
- режим 2 с включенным электронагревателем имитатора ФПУ (3,1 Вт), когда на теплообменник-тепломер поступает суммарный поток от ФПУ и через теплоизоляцию.

В процессе испытаний определялись температуры экспериментальной сборки и теплообменника-тепломера. Температура тепловых труб в зоне имитатора ФПУ (T_1) и в зоне разъёмной платы (T_2), средняя температура контактного основания теплообменника-тепломера (T_3), средняя температура теплообменника (T_4), температура наружной поверхности ЭВТИ (T_5) при достижении стационарных температурных условий приведены в таблице 1.

При этом мощность электронагревателя контактного основания теплообменника-тепломера, которая подбиралась для достижения его температуры \sim ми-

нус 110°C , составляла для режима 1 – 5,4 Вт, для режима 2 – 2,4 Вт.

В соответствии с соотношением (1) тепловой поток через теплоизоляцию составил в режиме 1 – 6,67 Вт, в режиме 2 – 6,59 Вт. При этом перепад температуры по теплопроводу при подключении нагрузки от имитатора ФПУ увеличился с 1,5 до $2,7^\circ\text{C}$ (при допустимом перепаде не более 5°C).

Принятые для теплопровода данной экспериментальной сборки способ изготовления ЭВТИ и технология её нанесения на теплопровод содержат снижающие эффективность теплоизоляции факторы, характерные для нанесения плоских матов на криволинейные поверхности. К таким факторам относятся: высокая плотность укладки слоев, большое число прошивок матов (окантовка по периметру, обшивка вырезов, разрезов), возникновение дополнительных сжимающих нагрузок и локальных перегибов мата при его нанесении на поверхность.

В режимах 1 и 2 суммарный тепловой поток по теплопроводу на разъёмную плату (6,67 и 9,69 Вт) превысил допустимые значения (не более 5 Вт).

Для оценки теплофизических характеристик ЭВТИ теплопровода ФПУ БКП по результатам эксперимента определим эффективный коэффициент теплопроводности и термическое сопротивление ЭВТИ. Эффективный коэффициент теплопроводности определим по формуле:

таблица 1 – Значения температур T_1 – T_5 при проведении ТВИ сборки БКП

режимы испытаний	температура, $^\circ\text{C}$				
	T_1	T_2	T_3	T_4	T_5
режим 1	-108,4	-109,4	-109,4	-177,0	16,0
режим 2	-106,2	-108,9	-108,9	-176,6	16,0

$$\lambda = \frac{Q \cdot h}{(T_1 - T_2) \cdot F} \text{ Вт / (м} \cdot \text{К)},$$

где Q , Вт – тепловой поток через ЭВТИ; h , м – толщина ЭВТИ; T_1 , °С – средняя температура теплопровода; T_2 , °С – температура наружной поверхности ЭВТИ; F , м² – площадь поверхности ЭВТИ.

Термическое сопротивление ЭВТИ:

$$R = \frac{h}{\lambda} \text{ К} \cdot \text{м}^2 / \text{Вт}.$$

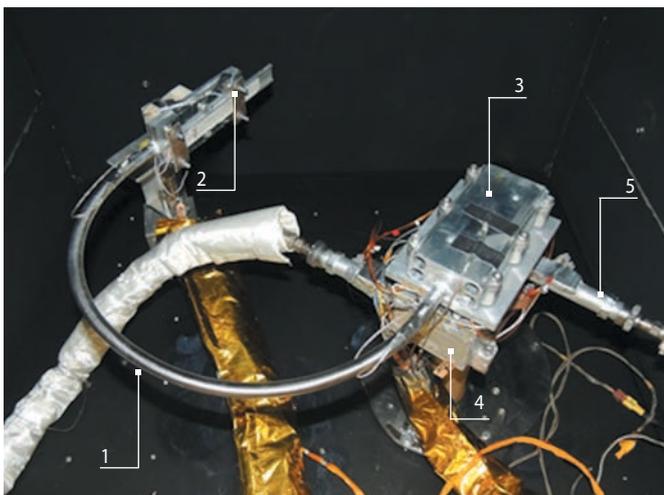
Принимая: $Q=6,67$ Вт, $h=10^{-2}$ м (толщина не влияет на значение R), $T_1=-108,9$ °С, $T_2=16$ °С, $F=0,22$ м² получим $\lambda=2,45 \cdot 10^{-3}$ Вт/м·К, $R=4,1$ К·м²/Вт.

Полученные характеристики ЭВТИ более чем на порядок хуже теоретических значений и значений, получаемых на плоских модельных образцах.

3.2. Измерение тепловых потоков по фрагменту теплопровода БКП при послойной спиральной намотке теплоизоляции на теплопровод

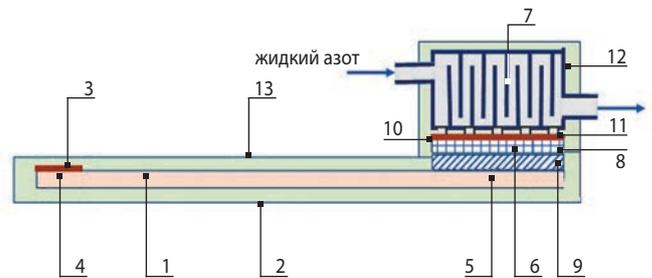
Технология послойного нанесения теплоизоляции отработана на фрагменте теплопровода БКП, включающем артериальную тепловую трубу, на одном конце которой установлен электронагреватель, а другой конец соединён со стыковочной платой. Стыковочная плата крепится к теплообменнику-тепломеру (рисунок 7). Электронагреватель имитирует тепловую нагрузку на теплопровод от ФПУ.

На все агрегаты экспериментальной сборки, приведённой на рисунке 7, путем спиральной намотки последовательно нанесены слои теплоизоляции ЭБК-2М. Каждый слой теплоизоляции из-



1 – артериальная тепловая труба; 2 – электронагреватель; 3 – фрагмент стыковочной платы; 4 – теплообменник-тепломер; 5 – магистраль жидкого азота.

рисунок 7. Экспериментальная сборка для исследования теплопередающих характеристик ЭВТИ



1 – артериальная тепловая труба; 2 – ЭВТИ-ЭБК-2М; 3 – электронагреватель 3–7 Вт; 4 – термодатчик T_1 ; 5 – термодатчик T_2 ; 6 – термодатчик T_3 ; 7 – термодатчик T_4 ; 8 – контактное основание; 9 – фрагмент стыковочной платы; 10 – электронагреватель контактного основания; 11 – термическая развязка; 12 – теплообменник; 13 – термодатчик T_5 .

рисунок 8. Схема экспериментальной сборки для исследования теплопередающих характеристик ЭВТИ

готовлен в виде ленты шириной 60 мм и содержит пять экранов металлизированной с двух сторон полиэтилентерефталатной плёнки, сдублированных полиэфирным сетеполотном. Слой наносится на теплопровод без натяжения ленты внахлест с перекрытием 30 ± 10 мм. Каждый последующий слой наносится обратной спиралью и имеет больший диаметр. На торцевых концах теплопровода лента закрепляется обметочной хлопчатобумажной нитью. Общее количество нанесённых друг на друга слоёв – шесть.

Расположение температурных датчиков и электронагревателя на фрагменте теплопровода приведено на рисунке 8. Экспериментальная сборка с нанесённой теплоизоляцией приведена на рисунке 9.

В вакуумной камере поддерживались: давление $1,7 \cdot 10^{-6}$ мм рт. ст., температура ~ 2 °С. Проведено три режима испытаний:

- режим 1 с выключенным электронагревателем имитатора ФПУ, когда тепловой поток на теплообменник-тепломер поступает только через теплоизоляцию теплопровода;
- режим 2 с включённым электронагревателем имитатора ФПУ (3 Вт);
- режим 3 с включённым электронагревателем имитатора ФПУ (7 Вт).

В процессе испытаний определялись температуры экспериментальной сборки и теплообменника-тепломера. Температура тепловых труб в зоне имитатора ФПУ (T_1) и в зоне разъёмной платы (T_2), средняя температура контактного основания теплообменника-тепломера (T_3), средняя температура теплообменника (T_4), температура наружной поверхности ЭВТИ (T_5) при достижении стационарных температурных условий приведены в таблице 2.



рисунок 9. Теплоизоляция фрагмента теплопровода ФПУ БКП, выполненная методом послойной спиральной намотки экранов ЭВТИ

При этом суммарная мощность электронагревателей теплопровода и контактного основания теплообменника-тепломера составляла для режима 1 – 10,06 Вт; для режима 2 – 10,0 Вт, для режима 3 – 9,8 Вт.

Определенный с помощью соотношения (1) суммарный тепловой поток (поступающий через калиброванное термическое сопротивление) к теплообменнику составил в режиме 1 – 10,04 Вт, в режиме 2 – 10,04 Вт, в режиме 3 – 9,72 Вт. Фактически, были получены почти равные значения тепловых потоков, подводимых электронагревателями и отводимых от основания теплообменника-тепломера (отклонения по каждому режиму составляют не более 0,1 Вт). Результат данного эксперимента указывает на то, что тепловой поток через теплоизоляцию теплопровода крайне мал (<1%), а это характеризует эффективность ЭВТИ как высокую при данном способе её нанесения.

таблица 2 – Значения температур T_1 – T_5 при ТВИ фрагмента теплопровода БКП

режимы испытаний	температура, °С				
	T_1	T_2	T_3	T_4	T_5
режим 1	-107,3	-107,5	-109,7	-165,9	6,5
режим 2	-107,6	-107,8	-110,4	-166,6	-1,2
режим 3	-108,2	-108,3	-111,8	-166,7	-2,5

Таким образом, проведенные экспериментальные исследования показали существенную зависимость эффективности ЭВТИ от способа её изготовления и нанесения на поверхности сложной конфигурации. Для снижения тепловой нагрузки на радиатор низкотемпературной системы путём минимизации теплопритоков через ЭВТИ теплоизоляцию на теплопроводы следует наносить рассмотренным выше методом послойной спиральной намотки.

закключение

Для низкотемпературной системы охлаждения ФПУ телескопа Т-170М разработана методика измерений тепловых потоков по теплопроводам системы охлаждения при испытаниях в вакууме. Представлены конструкция и принцип работы теплообменника-тепломера для измерения тепловых потоков.

В процессе тепловакуумной обработки НСО ФПУ выполнены исследования эффективности теплоизоляции в зависимости от способа изготовления ЭВТИ и технологии её нанесения на агрегаты НСО. Показано, что нанесение ЭВТИ на агрегаты НСО методом послойной спиральной намотки существенно уменьшает теплопритоки через ЭВТИ, значительно снижая при этом тепловую нагрузку на радиатор НСО.

список литературы

Кочетков А.Ю., Котляров Е.Ю., Шабарчин А.Ф., Шеметова Е.В. Разработка концепции и расчетно-экспериментальный анализ рабочих характеристик теплообменника-тепломера для проведения тепловакуумных испытаний низкотемпературной полезной нагрузки для космических применений // *Наноиндустрия*. 2022. Т. 15, № 3-4. С. 204-215. DOI: 10.22184/1993-8578.2022.15.3-4.402.215.

Кочетков А.Ю., Котляров Е.Ю., Шабарчин А.Ф., Шеметова Е.В. Экспериментальное исследование и калибровка характеристик низкотемпературного теплообменника-тепломера с целью контроля параметров теплового интерфейса в тепловакуумных испытаниях // *XXIX научно-техническая конференция «Вакуумная наука и техника»*. Крым, Судак. 09. 2022 г. С. 129-140.

Мошнеев А.А., Ильясов М.Ф., Зверев А.В., Рыков Е.В., Алексеев С.В. Особенности конструкции телескопа Т-170М // *Вестник НПО им. Лавочкина*. 2014. № 5. С. 53-60.

Тулин Д.В., Ефремова Т.Н., Плугарь С.М., Шабарчин А.Ф. Система обеспечения теплового режима телескопа Т-170М и научной аппаратуры // *Вестник НПО им. Лавочкина*. 2014. № 5. С. 97-103.

Ширшаков А.Е., Ефанов В.В., Мошнеев А.А., Шостак С.В. Уникальные проекты коллектива НПО имени С.А. Лавочкина (к 85-й годовщине предприятия) // *Вестник НПО им. Лавочкина*. 2022. № 2. С. 8-22.

Статья поступила в редакцию 05.02.2024

Статья после доработки 05.02.2024

Статья принята к публикации 05.02.2024

К ВОПРОСУ ОБОСНОВАНИЯ ОГРАНИЧЕНИЙ ПРОСТРАНСТВЕННОЙ ОРИЕНТАЦИИ РАЗГОННОГО БЛОКА «ФРЕГАТ» ПО ЕГО ТЕПЛОВОМУ РЕЖИМУ ПРИ ДОСТАВКЕ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА В ЗАДАННУЮ ТОЧКУ ОРБИТАЛЬНОГО ПОЛЁТА

ON THE ISSUE OF THE JUSTIFICATION OF SPACE ORIENTATION LIMITATION OF FREGAT UPPER STAGE BY ITS THERMAL CONTROL WHILE THE DELIVERY OF THE SPACECRAFT TO THE TARGET POINT IN AN ORBITAL FLIGHT



В.В. Луженков¹,
luzhenkovVV@laspace.ru;
V.V. Luzhenkov



Е.Ю. Котляров¹,
кандидат
технических наук,
kotliarovEIU@laspace.ru;
E.Yu. Kotlyarov



В.С. Финченко¹,
доктор
технических наук,
valsemfi@yandex.ru;
V.S. Finchenko

В статье описана конструкция разгонного блока «Фрегат» (РБФ) и сформулированы ограничения на пространственную ориентацию РБФ на этапе выведения, обеспечивающие заданный тепловой режим, подтверждённый телеметрией, полученной в 45 пусках при выведении различных КА. Представлена разработанная авторами тепловая математическая модель (ТММ) РБФ, использующая специально модифицированную ими библиотеку TEPM USER.dll для того, чтобы данная модель могла использовать массив директивных температур, составленный на основе наземной отработки маршевого двигателя РБФ, учитывать переменную по мере выработки топлива теплоёмкость топливных баков, а также связь тепловых узлов, моделирующих температуры газа в приборных отсеках с остальными узлами ТММ, моделирующими температуры конструкции РБФ. На основе анализа результатов выполненного вычислительного эксперимента получено обоснование ограничений на пространственную ориентацию РБФ по тепловому режиму применительно к его основному приборному отсеку.

This paper describes Fregat upper stage structure and defines the limitations on Fregat space orientation at the injection stage to ensure the specified thermal control, which was confirmed by the telemetry obtained during 45 launches while the injection of different spacecraft. Developed by the authors thermal mathematical model (TMM) of Fregat upper stage, using a specially modified by them TEPM USER.dll library so that this model can use the array of directive temperatures, compiled on the basis of ground testing of the Fregat upper stage sustainer engine, to take into account the variable heat capacity of fuel tanks as the fuel is used, as well as the connection of thermal nodes modeling gas temperatures in the instrument bays with the rest of the TMM nodes modeling temperatures of the Fregat upper stage structure. Based on the result analysis of the completed computing experiment, the justification of limitation on upper stage space orientation by its thermal control with regard to its main instrument bay was obtained.

¹ АО «НПО Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.

Lavochkin Association, JSC, Russia, Moscow region, Khimki.

К ВОПРОСУ ОБОСНОВАНИЯ ОГРАНИЧЕНИЙ ПРОСТРАНСТВЕННОЙ ОРИЕНТАЦИИ РАЗГОННОГО БЛОКА «ФРЕГАТ» ПО ЕГО ТЕПЛОВому РЕЖИМУ ПРИ ДОСТАВКЕ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА В ЗАДАННУЮ ТОЧКУ ОРБИТАЛЬНОГО ПОЛЁТА

Ключевые слова:

разгонный блок;

тепловой режим;

тепловая математическая модель;

вычислительный эксперимент;

отклонение температуры;

приборный отсек;

циклограмма выведения.

ВВЕДЕНИЕ

При выполнении подготовительных работ, связанных с каждым запуском космических аппаратов (КА) с помощью разгонного блока «Фрегат» (РБФ), коллектив технических специалистов выполняет значительный объём инженерных расчётов, необходимых для обеспечения заданных режимов функционирования РБФ с установленной на нём полезной нагрузкой (т.н. головного блока (ГБ)). Выбор траекторных и скоростных характеристик РБФ определяется навигационной задачей, при решении которой (применительно к конкретному пуску) формализуются циклограммы и логика работы оборудования, а также предопределяются условия применения ГБ в части внешних тепловых воздействий. Вместе с тем, на всех этапах функционирования температурное состояние РБФ должно отвечать заданным требованиям, исключающим как перегрев, так и переохлаждение различных его бортовых блоков и агрегатов.

Предварительный анализ температурного состояния РБФ, в рамках проведения работ по адаптации РБФ в обеспечение запуска КА, выполняется с использованием специально разработанной тепловой математической модели (ТММ), которая позволяет прогнозировать тепловой режим основных элементов и приборов РБФ в составе ГБ. Причём, если запланированные траекторные параметры и пространственное положение РБФ в процессе выведения могут создать условия, приводящие к недопустимым или нежелательным отклонениям температуры, необходимо будет рассматривать альтернативные циклограммы выведения до достижения необходимых требований к тепловому режиму, обеспечение которого является ключевым фактором в безаварийной работе всех систем РБФ. Это, в свою очередь, увеличивает объём необходимых расчётных исследований, тогда как вычислительный эксперимент, выполненный по предлагаемой далее ТММ, может указать на возможность расширения границ допустимых ограничений на пространственное положение ГБ на этапе орбитального полёта с обеспечением заданного температурного режима аппаратуры в приборных отсеках РБФ.

Key words:

upper stage;

thermal control;

thermal mathematical model;

computing experiment;

temperature deviation;

instrument bay;

injection sequence.

1. Конструкция РБФ и концепция обеспечения его теплового режима, используемые при постановке вычислительного эксперимента

Внешний вид РБФ без устанавливаемой на выводимых в космос объектах экранно-вакуумной теплоизоляции (ЭВТИ) (Финченко В.С. и др., 2018) и с частично разобранными приборными отсеками (по осям «±Y») приведён на рисунке 1. Сборка из шести сфер, а именно, двух баков с горючим, двух баков с окислителем и двух приборных отсеков («МПО» и «ПО-2») формирует торообразный корпус РБФ. В центральной его части монтируется маршевый двигатель (МД), а на периферии с помощью кронштейнов закреплены четыре блока двигателей малой тяги (ДМТ) по три двигателя в каждом блоке. Более подробно конструкция РБФ и описание его системы обеспечения теплового режима (СОТР) представлены в работах (Луженков В.В., 2011; Луженков В.В., Игнатенко А.П., 2014).

Теплоизоляция РБФ выполнена и установлена таким образом, чтобы влияние внешнего теплообмена и внешних тепловых потоков на температурное состояние его корпуса, агрегатов топливной системы и двигательной установки сказывалось

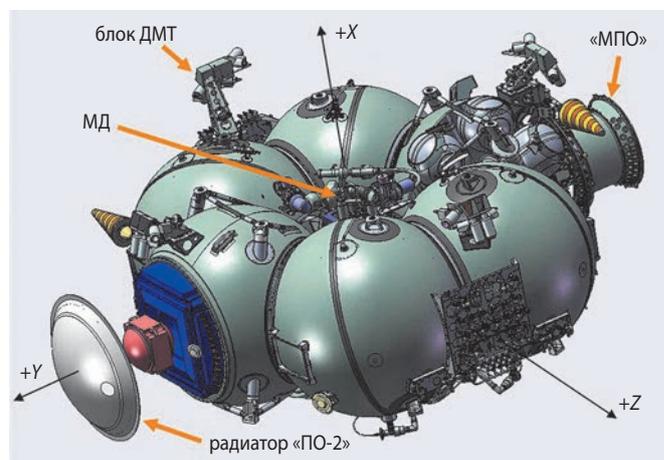


рисунок 1. Внешний вид РБФ без теплоизоляции (отсеки «ПО-2» и «МПО» показаны в развёртке)

минимальным образом. С этой же целью задаются и применяемые в процессе выведения ограничения на пространственное положение РБФ. Радиационные теплообменники (РТО) двух приборных отсеков, большого «ПО-2» и малого «МПО», которые расположены соответственно по осям « $\pm Y$ » РБФ, напротив, экспонированы в окружающее пространство для сброса в космос излишков тепла от функционирующего бортового оборудования, и подвергаются существенному воздействию внешних потоков от Солнца и Земли. Этот факт, с учётом уникальности циклограмм выведения, требует оценки теплового режима бортовых систем РБФ применительно к каждой пусковой кампании. Наглядным примером анализа влияния внешних падающих потоков и циклограмм работы бортового оборудования на температурное состояние РБФ и его приборных отсеков может служить работа (Мозжухин М.Е. и др., 2023).

2. Сведения о применяемых в текущей организации пусков РБФ ограничениях на пространственную ориентацию ГБ

Навигационная задача по доставке КА в точку с заданными координатами и с необходимыми составляющими вектора скорости может потребовать любой ориентации ГБ относительно Солнца и Земли в процессе выполнения активных участков выведения. На этих этапах требования к ориентации по тепловому режиму не предъявляются. Длительность рабочего применения РБФ на этапе выведения исчисляется часами, при этом, логично заметить, что максимально возможная суммарная продолжительность работы МД, с учётом продолжительности работы системы обеспечения запуска (СОЗ), ограничена величиной в диапазоне от 1000 до 1300 секунд, в силу объективно вмещаемых в баки запасов компонентов топлива для МД.

Таким образом, пассивные участки выведения являются наиболее протяжёнными, а также основными интервалами времени, в течение которых может быть восстановлено и стабилизировано комфортное температурное состояние РБФ и его систем (после воздействия интенсивных внутренних и внешних тепловых нагрузок связанных с выполнением активных участков).

В соответствии с требованиями, формально установленными для пассивных участков выведения РБФ, последний должен находиться или в режиме трёхосной ориентации, или в режиме вращения вокруг собственной продольной оси (« OX »).

При этом, в трёхосной ориентации угол между вектором, направленным на Солнце и его проекцией на плоскость XOZ РБФ не должен превышать 18°

в направлении оси « $+OY$ » РБФ, а угол между направлением на Солнце и продольной осью РБФ должен находиться в диапазоне от 0° до 118° .

В режиме вращения (вокруг оси OX РБФ) угол между направлением на Солнце и осью « OX » должен находиться в диапазоне от 0° до 118° . Применяемая угловая скорость «закрутки» составляет $\sim 1,0^\circ/\text{с}$.

Вариант с вращением РБФ (применяемый для многих КА) можно классифицировать как более предпочтительный, поскольку он позволяет минимизировать градиенты температуры в конструкции РБФ, в частности, минимизировать разность температур между компонентами топлива МД.

В соответствии с регламентированными выше ограничениями на ориентацию, в любом из двух вариантов, со стороны «минус X », РБФ должен быть «закрыт» для Солнца в пределах конуса с углом раствора 124° . Этот запрет обусловлен тем, что сопло МД (не имеющее селективного солнцезащитного покрытия либо шторки) при воздействии падающего солнечного потока может разогреться до высоких температур, в то время как штатная эксплуатация МД запрещает нагрев сопла выше 70°C , к моменту включения МД. В лётных испытаниях РБФ было подтверждено, что при попадании Солнца в конус (по «минус X ») с раствором 100° сопло МД успевает разогреться до 70°C за ~ 19 мин, а спустя некоторое время способно приобрести равновесную температуру $\sim 120^\circ\text{C}$ (если РБФ остаётся в той же ориентации).

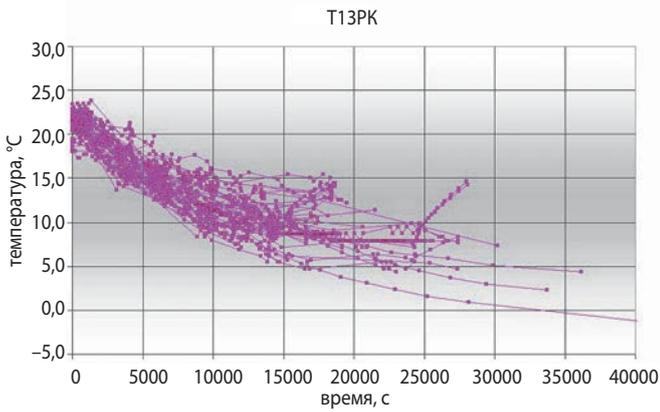
Что касается другого требования для трёхосной ориентации, которое фактически запрещает засветку солнцем РТО «ПО-2» (конус на оси « OY » с углом раствора 144°), то оно объективно обосновано тем, что запас хладопроизводительности «ПО-2» жёстко ограничен. Несмотря на доступные принятые меры по модификации СОТР РБФ (в дополнение к основному РТО была открыта для излучения часть корпуса «ПО-2», ориентированная по «минус X »), засветка основного РТО солнцем однозначно будет приводить к перегреву бортовой аппаратуры.

3. О температурном состоянии приборных отсеков в процессе эксплуатации РБФ

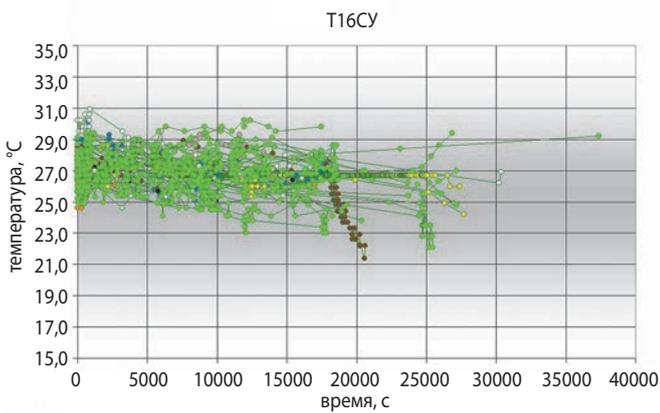
На рисунке 2 представлены данные, зарегистрированные телеметрической системой (ТМС) РБФ с помощью имеющихся датчиков температуры газа в «МПО» и «ПО-2»: «Т13РК», «Т16СУ» и «Т17СУ». Измерения температур выполнены для 45 пусков (с № 66 по № 115) при выведении различных КА.

Устойчивая тенденция снижения температуры в «МПО» подтверждает то, что запас хладопроизводительности газового контура «МПО» является положительным и убедительным. Для «ПО-2» показания

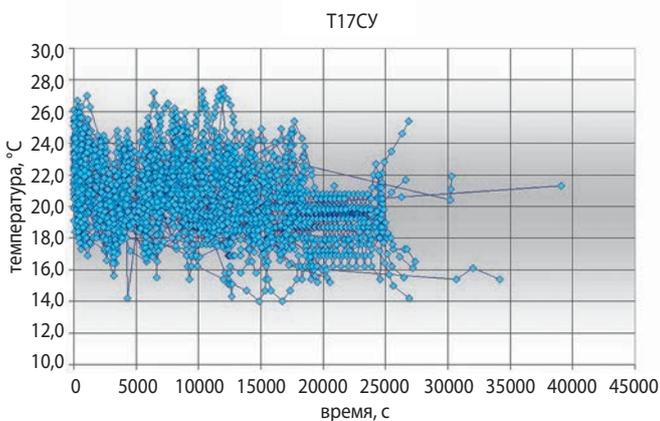
К ВОПРОСУ ОБОСНОВАНИЯ ОГРАНИЧЕНИЙ ПРОСТРАНСТВЕННОЙ ОРИЕНТАЦИИ РАЗГОННОГО БЛОКА «ФРЕГАТ» ПО ЕГО ТЕПЛОВому РЕЖИМУ ПРИ ДОСТАВКЕ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА В ЗАДАННУЮ ТОЧКУ ОРБИТАЛЬНОГО ПОЛЁТА



а



б



в

- а** – температура газа внутри «МПО»;
- б** – температура газа на выходе из газового контура отсека «ПО-2»;
- в** – температура газа на входе в газовый контур отсека «ПО-2».

рисунок 2. Телеметрические измерения температуры газа в «МПО» и «ПО-2» для 45 кампаний пуска РБФ

температуры газа во всех 45 пусках находятся в допустимых пределах. Учитывая, что максимально допустимая температура газа как в одном, так и в другом отсеке регламентируется величиной 40°C, можно было бы допустить утверждения не только о «комфортном» тепловом режиме, но и о «запасе» вообще. Однако, кроме обобщённого температурного

требования к «ПО-2» существует частное требование о том, что температура газа на входе в данный отсек не должна превышать 30°C. Ниже, с помощью проведённого здесь вычислительного эксперимента будет показано, что предел запаса холодопроизводительности для «ПО-2» в значительной мере исчерпан.

Комментируя усреднённые температурные характеристики газовых контуров обоих отсеков РБФ, можно отметить следующее:

- температура газа в «МПО» может снижаться с 22°C до 5°C примерно в течение 25000 с (около 7 часов) функционирования РБФ;
- тренд к снижению температуры газа в отсеке «ПО-2» пренебрежимо мал;
- средняя температура газа на выходе из «ПО-2» составляет около 27°C;
- технологический и статистический разброс температуры газа на выходе из «ПО-2» составляет около 5 градусов;
- средняя температура газа на входе в отсек «ПО-2» – около 21°C.

Дополнительно следует обратить внимание на то, что на входе в отсек «ПО-2» осцилляции температуры газа более высокие, чем на выходе. Это может быть связано, например, с тем, что РТО (именно теплообмен РТО с потоком газа формирует температуру на входе в отсек «ПО-2») имеет заметно меньшую теплоёмкость в сравнении с теплоёмкостью других элементов контура (т.е. оборудования и корпуса отсека). При этом РТО и оборудование приборного отсека последовательно (и отдельно) воздействуют на поток газа.

Детальное изучение температурных циклограмм для «МПО» и «ПО-2» показало, что в условиях интенсивной динамики изменения внешних и внутренних потоков для любого из двух приборных отсеков невозможно выполнить какие-либо достоверные оценки теплового баланса исходя из мгновенного перепада температур «по газу». Поэтому, при постановке планируемого вычислительного эксперимента (в качестве начального условия) принято решение использовать «среднюю телеметрическую температуру» на выходе из «ПО-2», а сам эксперимент построить по сценарию единичного «ступенчатого теплового воздействия».

Итак, при необходимости «засветить» солнцем РТО «ПО-2», мы получим ситуацию, в которой, кроме собственных тепловыделений отсека, около 350 Вт, поверхность РТО будет вынуждена дополнительно поглотить (с учётом имеющегося на поверхности селективного термооптического покрытия) не менее 250 Вт. Это значит, что для сброса тепла в окружающее пространство температура излучения радиатора должна будет существенно повыситься. Причём условие, при котором процесс повышения

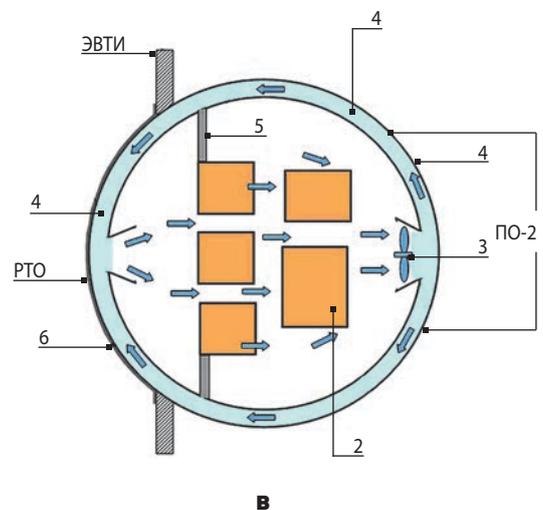
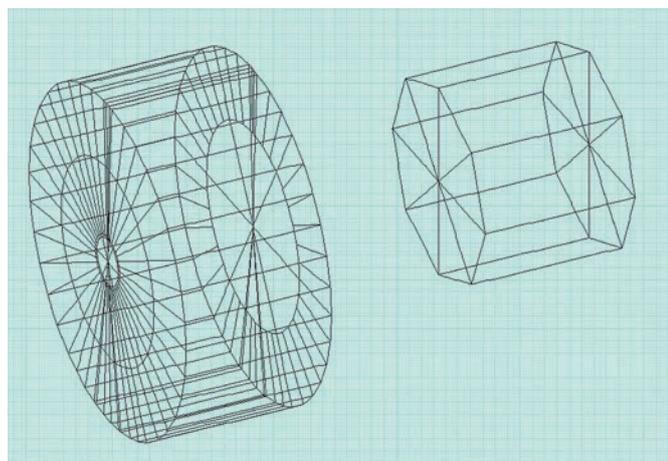
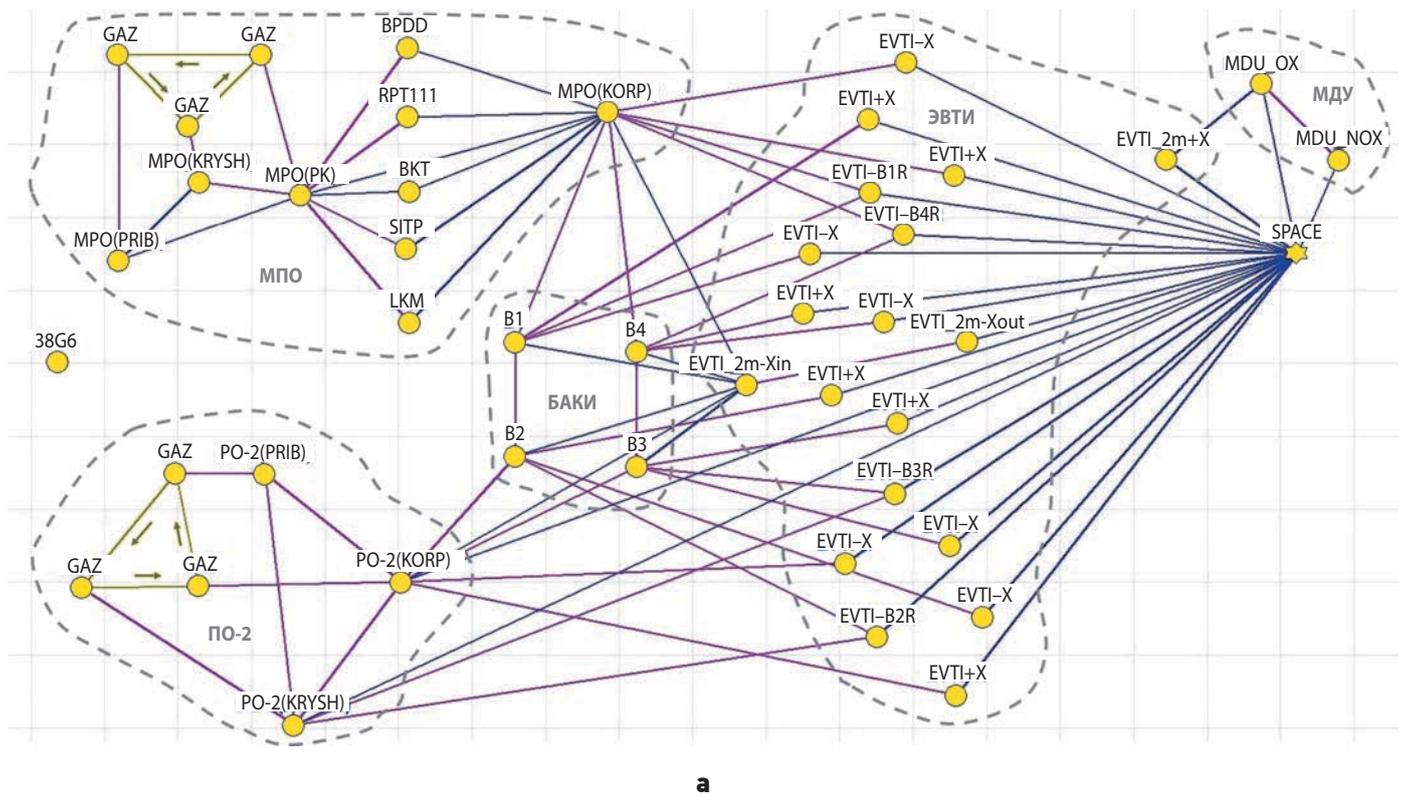
температуры газа недопустимо будет далее продолжать, соответствует достижению температуры на входе в отсек «ПО-2», равной 30°C. Схема движения газа на рисунке 3в.

4. Сведения о тепловой математической модели РБФ

ТММ РБФ представляет собой «компактную» узловую модель, которая позволяет воспроизводить ежесекундное изменение потоков от Солнца и Земли, воздействующих на поверхности РБФ, с учётом

траектории движения и пространственной ориентации ГБ. Многолетняя практика использования ТММ при подготовке пусков, регулярная корреляция модели и быстрота выполнения расчётного цикла делают её незаменимым инструментом для прогнозирования и диагностики температурного состояния РБФ.

Расчёт нестационарного теплового баланса в узлах ТММ и внешних тепловых потоков, падающих на её поверхности, выполняется с помощью программного обеспечения ТЕРМ (2003), разработанного в ЦНИИ-маш (Альтов В.В., Залетаев С.В. и др., 2011; Бугрова А.Д. и др., 2021).



а – схема узлов и связей ТММ РБФ; **б** – геометрическая модель; **в** – схема организации потока газа в отсеке «ПО-2».

рисунок 3. Тепловая математическая модель РБФ

К ВОПРОСУ ОБОСНОВАНИЯ ОГРАНИЧЕНИЙ ПРОСТРАНСТВЕННОЙ ОРИЕНТАЦИИ РАЗГОННОГО БЛОКА «ФРЕГАТ» ПО ЕГО ТЕПЛОВОМУ РЕЖИМУ ПРИ ДОСТАВКЕ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА В ЗАДАННУЮ ТОЧКУ ОРБИТАЛЬНОГО ПОЛЁТА

Рисунок 3 демонстрирует применяемую расчётную тепловую схему ТММ РБФ, а также геометрический примитив ГБ и схему движения газового потока в «ПО-2». Согласно представленной схеме можно видеть, что для моделирования газовых циркуляционных контуров используется по три узла «GAZ». Более подробное описание ТММ на разных этапах её эволюции дано в работах (Луженков В.В., 2011; Мозжухин М.Е. и др., 2023).

В настоящей статье при разработке ТММ РБФ авторами специально модифицирована и адаптирована библиотека TERM USER.dll, чтобы данная модель могла учитывать:

- реперные точки для прогнозирования температуры сопел МД в их рабочем состоянии (т.е. использовать массив директивных температур, составленный на основе наземной отработки МД);
- переменную теплоёмкость топливных баков, обусловленную расходом топлива при выполнении активных участков выведения;
- связь тепловых узлов, моделирующих температуры газовых потоков с узлами ТММ, моделирующими РТО и оборудование приборных отсеков, для чего были использованы следующие соотношения:

$$Q = CG \cdot (T' - T_w) \cdot \left(1 - \exp\left(-\frac{KF}{CG}\right)\right);$$

$$Q = K^* \cdot (T'' - T_w) = K^* \cdot (T' - T_w) \cdot \left(\exp\left(-\frac{KF}{CG}\right)\right),$$

здесь CG – т.н. «водяной эквивалент» теплоносителя (потока газа), Вт/К; KF – тепловая проводимость от газа к элементу конструкции или к оборудованию РБФ, Вт/К; T_w – температура (теплого) узла, связанного с газовым потоком проводимостью KF , °С; T' и T'' – температуры входа и выхода газа соответственно, °С (Антонов В.А. и др., 2023). При этом, между K^* и KF устанавливалась однозначная связь (Мозжухин М.Е. и др., 2023):

$$K^* = CG \cdot \left(\exp\left(\frac{KF}{CG}\right) - 1\right).$$

Далее даётся описание применения ТММ в рамках конкретного, рассматриваемого здесь вычислительного эксперимента.

5. Вычислительный эксперимент, воспроизводящий внешнее тепловое воздействие на РТО «ПО-2»

Философию вычислительного эксперимента, моделирующего единичное ступенчатое воздействие солнечного теплового потока (на РТО «ПО-2») с помощью ТММ РБФ, отражают следующие тезисы:

1. Изначально, т.е. перед применением исследуемого воздействия, тепловой режим «ПО-2» в результате комплексных тепловых нагрузок различного характера (от оборудования, конструкции и окружающей среды) должен привести к некоторому стабилизированному температурному состоянию, отвечающему среднестатистическим реалиям. Это значит, что все, воздействующие на «ПО-2», тепловые нагрузки, внешние и внутренние, должны сформировать установившуюся температуру газа на выходе из «ПО-2», равную 27°С. Такое начальное стабилизированное температурное состояние ГБ перед экстремальным воздействием на РТО будем считать обоснованным с помощью телеметрических данных.

2. Для моделирования с помощью ТММ (и TERM) состояния РБФ, описанного в пункте 1, его геометрическую модель ориентируем так, чтобы Солнце не попадало на РТО «ПО-2». Расчётная температура газа на выходе из «ПО-2», при этом, ожидаемо должна приобрести значение ниже 27°С. Далее, непосредственно к «узлу», моделирующему РТО «ПО-2», пошагово применяем тепловую нагрузку, увеличивая её до тех пор, пока не достигнем стабилизации температуры газа на уровне 27°С. Теперь, зная точное значение тепловой нагрузки на РТО, для выхода «ПО-2» на заданный квазистационарный режим, на дальнейших этапах вычислительного эксперимента просто применяем найденное значение. (В результате работы было определено, что искомое $Q_{РТО}=65$ Вт).

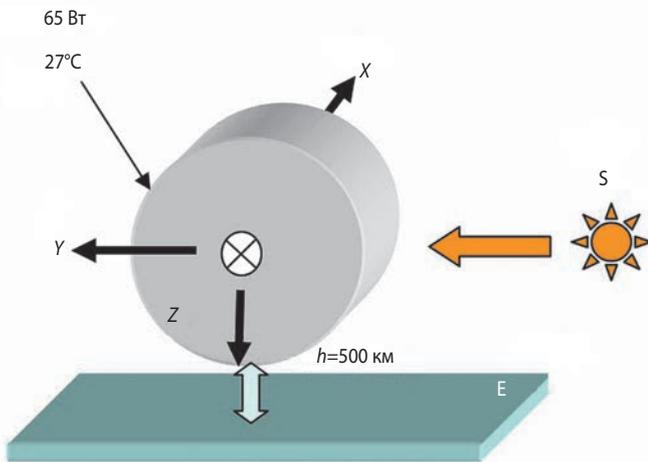
При выполнении пунктов 1 и 2 для достижения заданного (в пункте 1) температурного состояния РБФ и на дальнейших этапах вычислительного эксперимента применяем условную циклограмму выведения, которая с помощью ТММ воспроизводит логику включения и выключения блоков электроники, работу МД, продолжительность зон видимости РБФ из наземных пунктов (последняя определена как максимально возможная). Продолжительность работы МД на активных участках в данном вычислительном эксперименте воспроизводится шестью равномерно распределёнными включениями двигателя длительностью по 150 с, при общей продолжительности выведения 30000 с. Для моделирования инфракрасных и отражённых солнечных потоков задана постоянная высота РБФ над Землёй 500 км (на Землю всегда направлена ось «Z»).

Таким образом, ТММ РБФ с помощью рабочей среды TERM воспроизводит все факторы, участвующие в формировании теплового режима РБФ на выведении так же, как это выполняется в процессе штатной предпусковой подготовки РБФ.

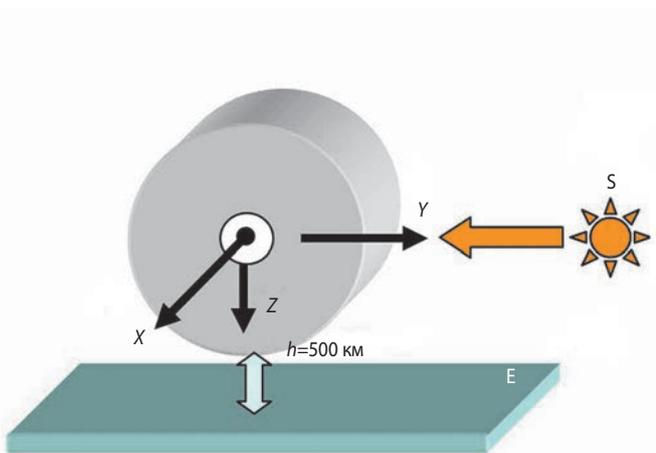
3. В момент 22000 с (используя директивы TERM) геометрическую часть ТММ разворачиваем (вокруг «Z») и ориентируем так, чтобы рабочая поверхность РТО (по «+Y») фронтально обратилась к Солнцу.

Нагрузку 65 Вт (на РТО) синхронно прекращаем. То есть пункты 1, 2 и 3 выполняются за единый подход так, чтобы стабилизированное состояние РБФ достигалось к моменту моделирования процесса фронтальной засветки РТО «ПО-2» Солнцем. С помощью вычислительной операции по пункту 3 определяем момент достижения (в результате «засветки РТО») температуры газа на выходе из «ПО-2» $\sim 30^\circ\text{C}$.

4. При достижении температуры 30°C возвращаем (геометрическую модель) РБФ в положение по пункту 1. Также синхронно воспроизводим все условия по пункту 1, которые обеспечивали стабилизацию теплового режима «ПО-2» перед моментом воздействия 22000 с. То есть теперь, зная момент достижения температуры газа 30°C , можем «вовремя отвернуть» РТО от Солнца (применяя соответствующие директивы ТЕРМ).



а



б

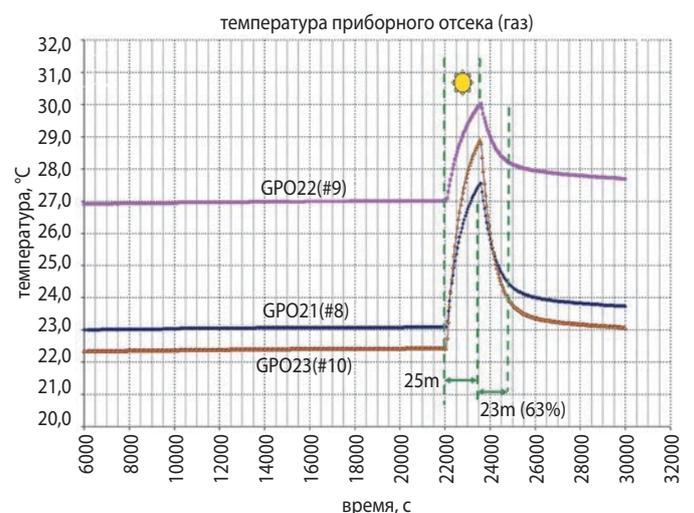
а – до и после «засветки»; б – во время «засветки».

рисунок 4. Ориентация РБФ, применяемая для вычислительного эксперимента

5. Заново, за один проход выполняем последовательно пункты 1, 2, 3, 4 и анализируем скорость релаксации температуры газа после прекращения экстремального (заданной продолжительности) воздействия солнечного теплового потока на РТО «ПО-2».

Рисунок 4 иллюстрирует, как с помощью геометрической части ТММ РБФ в рабочей среде ТЕРМ воспроизводится лобовая засветка РТО «ПО-2». Фактически поворот выполняется на 180 градусов вокруг оси «Z» ГБ. При сохранении прочих воздействующих факторов мы имеем возможность наблюдать реакцию СОТР на воздействие только прямого солнечного излучения. (Момент отворота РТО от Солнца был определён как 22000 с плюс 25 мин). Поскольку значения температуры газа на входе и выходе «ПО-2» во время воздействия солнечного потока на РТО отличаются незначительно, в качестве предельного рассматривается наибольшее из них.

Итак, с помощью пункта 2 пошаговым изменением тепловой нагрузки на РТО и многократным повторением расчётного интервала $0-22000$ с было определено значение 65 Вт, обеспечивающее стабильное поддержание температуры газа 27°C в отсеке «ПО-2» на момент 22000 с. Длительность выхода на предельную температуру газа (30°C) при фронтальной засветке РТО «ПО-2» (воспроизводимую по пункту 3) составила 25 мин. Наконец, восстановление температуры на 63% (при снятии солнечного теплового воздействия на РТО) длится порядка 23 мин (этот процесс моделируется в соответствии с пунктом 5). Время снижения температуры на 63% (от интервала между предельным значением 30°C и асимптотическим значением 27°C) условно можно сравнить с постоянной времени τ_B .



температуры газа:

#9 – на выходе; #10 – на входе в «ПО-2»; #8 – перед РТО.

рисунок 5. Результаты вычислительного эксперимента, изменение температуры газа в приборном отсеке «ПО-2» при экстремальной «засветке» РТО

К ВОПРОСУ ОБОСНОВАНИЯ ОГРАНИЧЕНИЙ ПРОСТРАНСТВЕННОЙ ОРИЕНТАЦИИ РАЗГОННОГО БЛОКА «ФРЕГАТ» ПО ЕГО ТЕПЛОВОМУ РЕЖИМУ ПРИ ДОСТАВКЕ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА В ЗАДАННУЮ ТОЧКУ ОРБИТАЛЬНОГО ПОЛЁТА

Рисунок 5 иллюстрирует выполнение заключительного этапа вычислительного эксперимента предусматривающего действия, описанные в пункте 5. Здесь можно видеть, что температура газа на выходе из «ПО-2» сначала стабилизируется на уровне 27°C (за счёт подведения мощности 65 Вт, непосредственно к РТО), а затем осуществляется 25-минутная «засветка» РТО. На этапе «засветки» нагрузка 65 Вт снимается, т.к. при формировании начальных условий (до экстремального воздействия на РТО) солнечный поток, условно участвовал. (Отметим, что в процессе создания сценария данного вычислительного эксперимента однозначно выявилось, что использование некоторого пространственного положения, либо вращения ТММ РБФ, которые обеспечили бы стабилизацию температуры газа «ПО-2» на уровне 27°C , предельно трудоёмкая задача по сравнению с непосредственным подведением тепла к РТО «ПО-2»).

Итак, после прекращения засветки РТО были созданы первоначальные условия для узловой и геометрической моделей ТММ, чтобы можно было анализировать скорость восстановления среднестатистического температурного режима РБФ по пункту 1.

Учитывая, что в реальной практике применения РБФ условия восстановления температуры (релаксации) после резкого теплового воздействия на РТО «ПО-2» могут отличаться от среднестатистических (т.е. быть условно лучше или хуже с точки зрения теплового режима), формальное требование к температурной релаксации РБФ можно считать весьма условным. Рекомендованное, по умолчанию, время релаксации можно ограничить величиной $3 \times \tau_{\text{в}} = 69$ мин. Теоретически, этот интервал времени обеспечит восстановление температуры на 95% после прекращения «ступенчатого теплового воздействия» на РТО «ПО-2».

Выводы и рекомендации

В результате проведённого вычислительного эксперимента, моделирующего экстремальное воздействие солнечного теплового потока на РТО отсека «ПО-2» РБФ определено, что в процессе разработки циклограммы выведения, обеспечивающей навигационные задачи пуска с необходимостью засветки РТО «ПО-2», в качестве универсального принципа может рассматриваться положение РБФ, ориентированного на Солнце в «запрещённом конусе» с углом раствора 144 градуса, в режиме трёхосной ориентации, в течение 25 мин. Этот интервал времени может быть реализован непрерывно или в виде нескольких меньших интервалов с перерывами. После набора суммарных 25 мин «засветки» требуется релаксация не менее 70 мин.

Использование сформулированного выше принципа, уточняющего ограничение пространственной ориентации по теплового режиму, позволит расширить возможности применения РБФ, однако, если учесть, что каждая циклограмма пуска является уникальной, окончательное решение о её применимости должно приниматься по результатам расчёта теплового режима РБФ (и «ПО-2»), регламентированного в рамках проведения работ по адаптации РБФ в обеспечение запуска и выполняемого с применением ТММ РБФ в соответствии с штатной циклограммой выведения.

список литературы

Альтов В.В., Залетаев С.В. и др. Расчет теплового режима космических аппаратов в орбитальном полете. Пакет прикладных программ «ТЕРМ». Королёв: ФГУП ЦНИИмаш, 2011. Рег. № 4151 от 18.10.2011 ФАП.

Антонов В.А., Котляров Е.Ю., Финченко В.С. Экспресс-методика определения эффективной тепловой проводимости компактного газожидкостного теплообменника, функционирующего в атмосферной среде // Тепловые процессы в технике. 2023. Т. 15, № 5. С. 203-214.

Бугрова А.Д., Котляров Е.Ю., Финченко В.С. Методика предварительного анализа теплового режима приборной панели посадочного лунного модуля. Часть 2. Оценка температуры посадочных мест и пути модификации СТР // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2021. № 3. С. 23-29.

Луженков В.В. Система обеспечения теплового режима многофункционального разгонного блока «Фрегат» // Тепловые процессы в технике. 2011. Т. 3, № 2. С. 1-96.

Луженков В.В., Игнатенко А.П. Система обеспечения теплового режима межорбитального космического буксира «Фрегат» // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2014. № 1. С. 37-40.

Мозжухин М.Е., Котляров Е.Ю., Луженков В.В. Разработка и применение тепловой математической модели разгонного блока «Фрегат «СУМ-1», оснащённого модифицированной системой управления и одним приборным отсеком // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2023. № 3. С. 30-39.

Финченко В.С., Котляров Е.Ю., Иванков А.А. Системы обеспечения тепловых режимов автоматических межпланетных станций / Под ред. д.т.н., проф. В.В. Ефанова, д.т.н. В.С. Финченко. Химки: Изд. АО «НПО Лавочкина», 2018. 400 с.

Статья поступила в редакцию 18.03.2024

Статья после доработки 19.03.2024

Статья принята к публикации 19.03.2024

ИНЖЕНЕРНАЯ МЕТОДИКА РАСЧЁТА ОСНОВНЫХ ПАРАМЕТРОВ ДЕТОНАЦИОННОГО УСТРОЙСТВА РАЗДЕЛЕНИЯ ПОРШНЕВОГО ТИПА



В.В. Ефанов¹,
профессор, доктор
технических наук,
vladimir_efanov@laspace.ru;
V.V. Efanov

Рассмотрены теоретико-экспериментальные вопросы проектного расчёта на основе линейного заряда взрывчатых веществ (ВВ). Разработана методика этого расчёта, приведён пример использования упомянутой методики.

Ключевые слова:

*планеты земной группы;
устройства разделения;
парашютные системы;
линейные (удлинённые) заряды ВВ.*

С начала космической эры у учёных появилась возможность изучения планет Солнечной системы контактными методами, конечно, прежде всего, Марса и Венеры. Они имеют газовую атмосферу, и это определяет рациональность использования для спуска космических аппаратов парашютных систем (Косенкова А.В., Ефанов В.В., Седых О.Ю., 2023). На рисунке 1 показана схема спуска перспективного десантного модуля на Венеру.

Рассмотрим также традиционную схему посадки десантного модуля на Марс, который имеет более разреженную атмосферу. И в этом случае актуальность парашютного торможения сохраняется.

¹ АО «НПО Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.

ENGINEERING METHODOLOGY FOR CALCULATING THE MAIN PARAMETERS OF A PISTON-TYPE DETONATION SEPARATION DEVICE



Е.Н. Кузин¹,
старший научный сотрудник,
кандидат технических наук,
kme1973@mail.ru;
E.N. Kuzin

The article considers theoretical and experimental issues of design calculation on the basis of the explosive linear charge. The methodology of this calculation is developed, an example of using the mentioned methodology is provided.

Key words:

*terrestrial planets;
separation devices;
parachute systems;
linear charges (extended) of explosive.*

Схемы спуска в атмосферах Марса и Венеры в целом схожи, но в первом случае необходимо обеспечить торможение на заключительном этапе с помощью двигателей мягкой посадки.

В общем виде схемы спуска в атмосфере указанных планет включают следующие этапы:

- аэродинамическое торможение;
- торможение с использованием дополнительных раскрывающихся аэродинамических поверхностей, например парашютных систем или наддувных тормозных устройств;
- торможение с помощью двигательной установки (в атмосфере Марса) и торможение за счёт

Lavochkin Association, JSC, Russia, Moscow region, Khimki.

ИНЖЕНЕРНАЯ МЕТОДИКА РАСЧЁТА ОСНОВНЫХ ПАРАМЕТРОВ ДЕТАНАЦИОННОГО УСТРОЙСТВА РАЗДЕЛЕНИЯ ПОРШНЕВОГО ТИПА

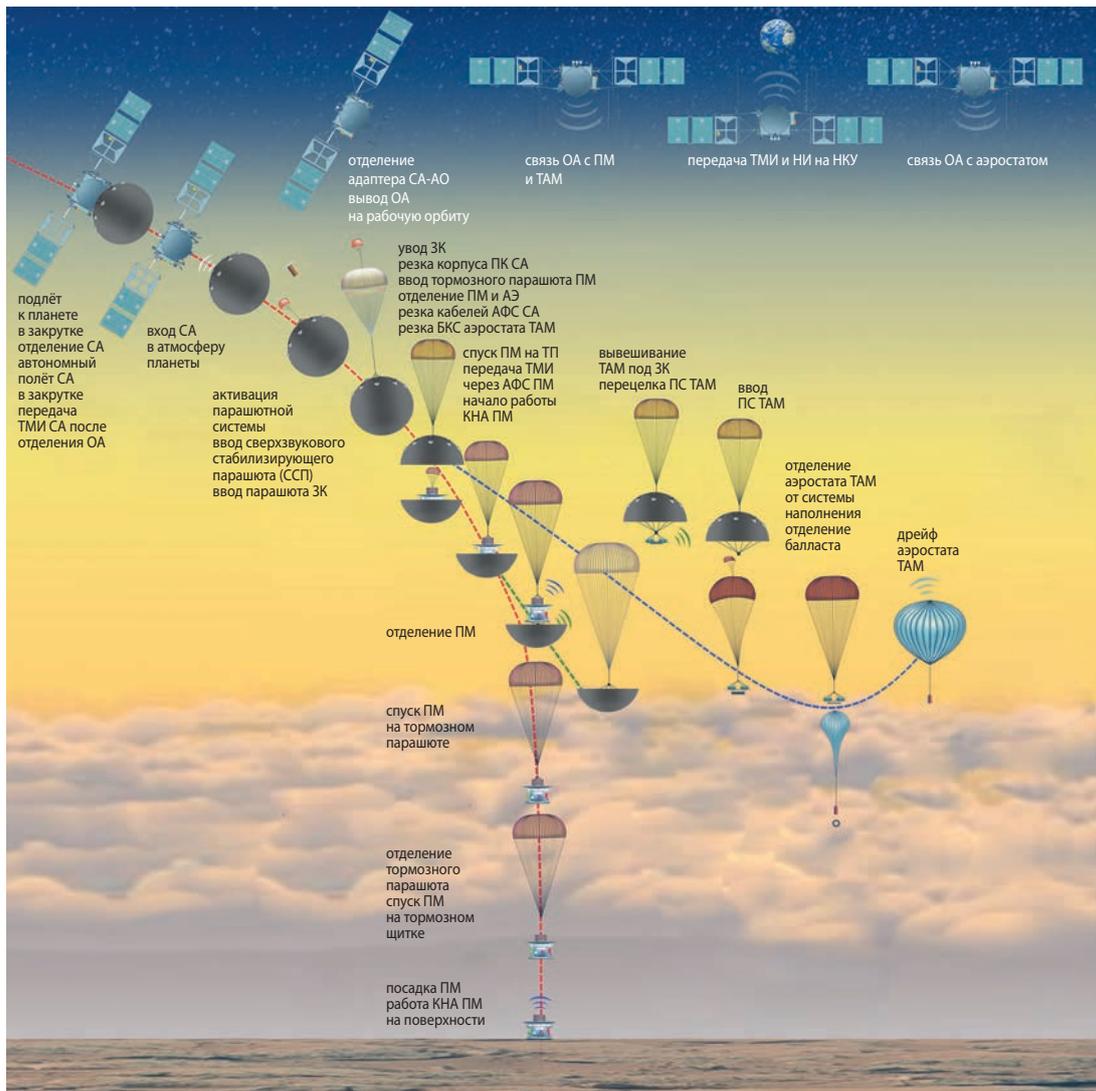


рисунок 1. Схема спуска десантного модуля на Венеру

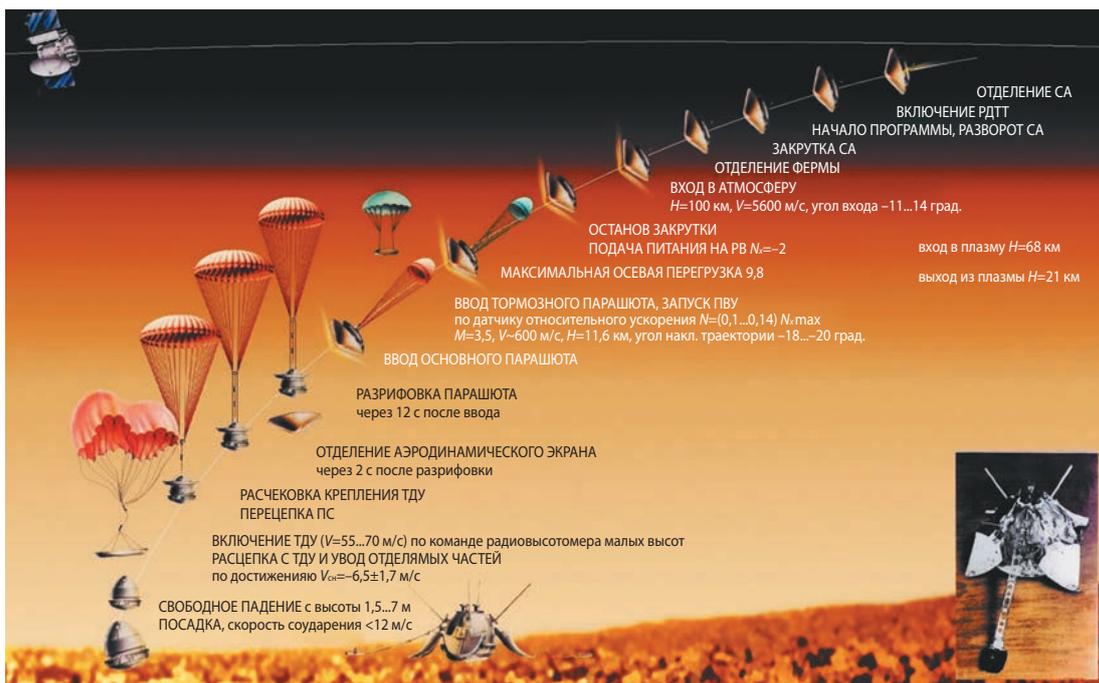


рисунок 2. Схема спуска десантного модуля по поверхность Марса

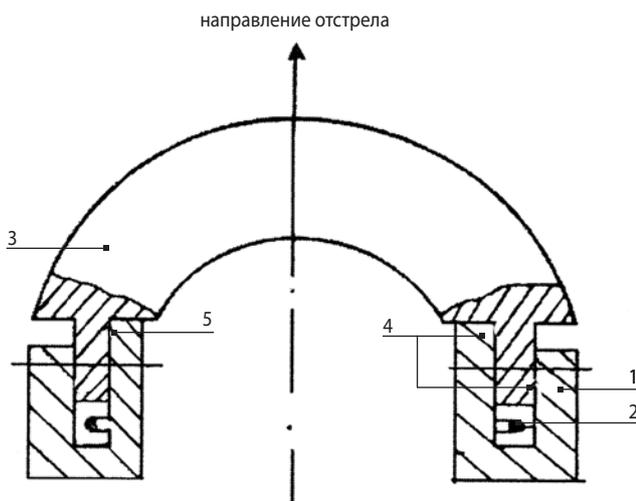
- аэродинамической формы и дополнительных поверхностей (в атмосфере Венеры);
- дрейф в атмосфере (для аэростатов при их наличии);
- посадка на поверхность.

На рисунке 2 представлена схема спуска десантного модуля на Марс.

Проведённый анализ показал, что в рассматриваемых случаях парашют вводится в работу чаще всего на сверхзвуковой скорости (Косенкова А.В., Ткачев Н.А., 2023; Бабаков А.В., Финченко В.С., 2022). Этим обусловлены особые требования к характеристикам устройств, обеспечивающих указанную процедуру. Это, прежде всего, высокая (несколько десятков метров в секунду) относительная скорость отделения крышки контейнера, которая осуществляет ввод вытяжного парашюта и, соответственно, последовательно всей парашютной системы.

Добиться соответствия указанным требованиям можно несколькими способами, например установкой на отделяемой части конструкции малогабаритного РДТТ или с помощью пиромеханических узлов.

Нами проведён сравнительный анализ возможных вариантов таких устройств по основным показателям, таким как: масса; развиваемая скорость отделения; перегрузки; простота конструкции; термическая, радиационная стойкости и др. Он показал, что наиболее эффективно поставленная задача решается кольцевым поршневым устройством на основе линейного (удлинённого) заряда (УЗ) кристаллического ВВ.



- 1 – зарядная камера;
- 2 – линейный заряд ВВ;
- 3 – отделяемая конструкция (крышка);
- 4 – обтюраторы;
- 5 – срезающиеся шпильки.

рисунок 3. Схема поршневого устройства на основе линейного заряда ВВ

В (Ефанов В.В., Кузин Е.Н., Пичхадзе К.М., Чельшев В.П. Энергобаллистические..., 2004) показано, что для получения газов высокого давления в зарядной камере (ЗК) наиболее рациональным в таких устройствах являются УЗ в металлических оболочках из алюминия или меди. Схема данного устройства представлена на рисунке 3.

Ранее в (Ефанов В.В., Кузин Е.Н., Пичхадзе К.М., Чельшев В.П. Энергобаллистические..., 2004) было представлено обоснование рациональности применения УЗ в устройствах разделения элементов конструкции КА и приведены основы расчёта некоторых их параметров. Авторы посчитали целесообразным представить разработанную на основе предложенной в (Ефанов В.В., Кузин Е.Н., Пичхадзе К.М., Чельшев В.П. Энергобаллистические..., 2004) методологии инженерную усовершенствованную методику расчёта скорости отделения крышки контейнера, осуществляющей ввод в работу парашютной системы на начальных этапах создания КА, например эскизного проектирования.

Уравнение баланса энергии при взрыве УЗ имеет вид

$$E_{\text{вв}} = E_{\text{оск}} + E_{\text{кплд}} + E_{\text{вплд}} + E_{\text{рплд}} + E_{\text{ф}} + E_{\text{у}},$$

где $E_{\text{вв}}$ – начальная внутренняя энергия снаряжения УЗ; $E_{\text{оск}}$ – кинетическая энергия осколков оболочки; $E_{\text{кплд}}$, $E_{\text{вплд}}$, $E_{\text{рплд}}$ – соответственно кинетическая энергия разлетающихся продуктов детонации (ПД), внутренняя энергия ПД и работа расширения ПД от начального удельного объёма до объёма ПД в момент разрыва оболочки; $E_{\text{ф}}$ – энергия, затрачиваемая на пластическую деформацию оболочки УЗ до её разрыва и на разогрев осколков; $E_{\text{у}}$ – энергия, расходуемая на образование ударной волны в ЗК.

Полезная работа, совершаемая ПД в представленном устройстве, будет определяться энергией взрыва $Q_V = E_{\text{вв}} - E_{\text{вплд}}$. Например, для УЗ с гексогеновым наполнением $Q_V = 1320 \text{ ккал/кг} = 5,56 \cdot 10^6 \text{ м}^2/\text{с}^2$ (Чельшев В.П., Шехтер Б.И., Шушко Л.А., 1970). Авторы (Чельшев В.П., Шехтер Б.И., Шушко Л.А., 1970) предлагают определять кинетическую энергию осколков оболочки следующим соотношением:

$$u_{\text{оск}} = \frac{D}{2} \sqrt{\frac{\eta}{2} \left[1 - \left(\frac{r_0}{r_1} \right)^4 \right]},$$

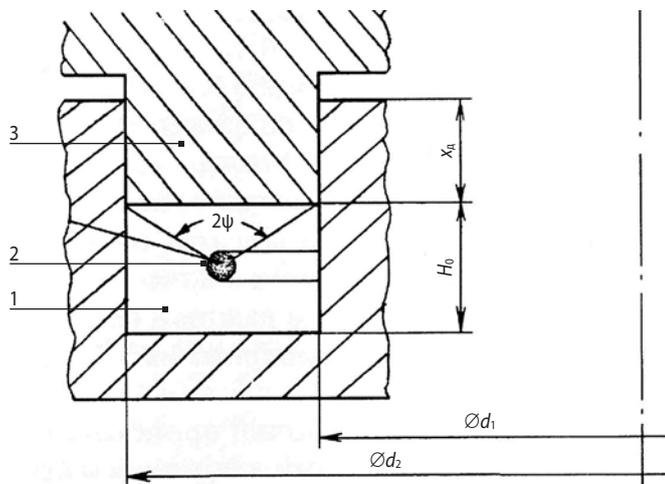
где $\eta = \frac{\omega_{\text{в}}}{m_{\text{об}}}$ – коэффициент наполнения, $\omega_{\text{в}}$ и $m_{\text{об}}$ – масса ВВ и оболочки на одном метре заряда соответственно; r_0 – начальный внутренний радиус оболочки УЗ; r_1 – внутренний радиус оболочки в момент её разрыва.

При мгновенной детонации оболочка раздувается до некоторого предельного значения своего внутреннего радиуса r_1 , затем фрагментируется, и образовавшиеся осколки, двигаясь в облаке вырвавшихся ПД, сохраняют свою скорость $u_{\text{оск}}=u_{\text{об}}(r_1)$ неизменной на начальном этапе разлёта.

При определении энергетического баланса при детонации УЗ в алюминиевых оболочках, как показали исследования (Ефанов В.В., Кузин Е.Н., Пичхадзе К.М., Чельшев В.П. Энергобаллистические..., 2004), следует иметь в виду, что после фрагментации оболочки происходят вторичные реакции между осколками алюминия и первичными продуктами детонации с дополнительным выделением энергии. На практике необходимо также учитывать наличие в ПД определённого количества конденсированных продуктов (так называемой k -фазы), что обуславливает некоторое задымление полости аппарата при срабатывании системы.

На основании вышесказанного следует вывод, что уже на начальном этапе проектирования устройства, использующего в качестве источника энергии УЗ, можно широко варьировать такие характеристики заряда, как калибр (наружный диаметр), тип снаряжения и материал оболочки.

Для инженерных расчётов особый интерес представляет зависимость начального давления p_0 , создаваемого в ЗК продуктами взрыва, от плотности заряжения ω_a/W_0 , где W_0 – объём зарядной камеры, приведённый к единице длины ЗК (или установленного в ней УЗ). Экспериментально было показано, что эту зависимость можно представить в виде



- 1 – полость зарядной камеры;
- 2 – удлиненный заряд;
- 3 – кольцевой поршень;
- 4 – шпильки.

рисунки 4. Сечение зарядной камеры

$$p_0 = \chi \left(\frac{\omega}{W_0} \right)^k,$$

где χ и k – опытные коэффициенты; χ – коэффициент, учитывающий отношение η масс снаряжения УЗ и его оболочки; $k=1,22$ – для УЗ в медных оболочках и $k=1,26$ – для УЗ в алюминиевых оболочках (те и другие с гексогеновым наполнением). В инженерных расчётах можно принимать $k=1,25$.

По физическому смыслу k -показатель изобарности расширения газообразных ПД снаряжения заряда; χ – аналог силы пороха для пороховых систем метания, $[\chi]=\text{м}^2/\text{с}^2$.

Далее рассмотрим инженерную методику расчёта скорости отделения крышки, например отсека, вводящего при этом парашютную систему в работу, при значительной скорости набегающего потока, вплоть до сверхзвуковой.

На рисунке 4 приведена принципиальная конструктивная схема предлагаемого устройства (сечение зарядной камеры).

Расчёт проводим по двум критериям: совершаемая работа и развиваемая сила. По первому критерию отделяемая конструкция приобретает относительную скорость, а выполнение требований второго критерия сохраняет целостность конструкции в процессе эксплуатации до срабатывания устройства (физически развивается усилие, необходимое для среза шпилек).

При взрыве УЗ образующиеся осколки оболочки ударяют по торцу поршня и сообщают ему некоторую начальную скорость V_0 , далее поршень будет разгоняться продуктами детонации заряда.

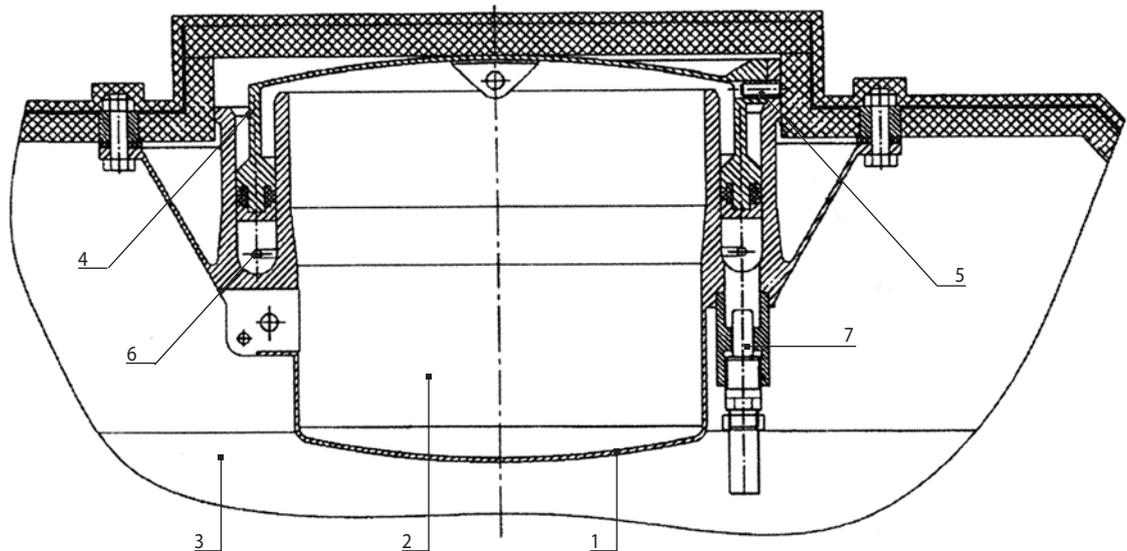
Начальное давление p_0 в ЗК является максимальным. По мере движения поршня вплоть до выхода из ЗК давление монотонно уменьшается от p_0 до «дульного» p_d , а скорость возрастает от V_0 до V_d .

Введём следующие обозначения: M – масса отдельного тела; W_0 – начальный свободный объём ЗК; S_a – площадь миделева сечения отделяемой конструкции; ρ_a – плотность внешней среды; C_a – коэффициент аэродинамического сопротивления отделяемого тела; g – местное ускорение силы тяжести; β – угол направления отделения конструкции.

Величины M , W_0 , S_a относятся к единице длины УЗ. Далее проводим баллистический расчёт. В принятых обозначениях уравнение движения имеет вид

$$M \frac{dV}{dt} = p(x) \cdot S_0 - \frac{1}{2} C_a \rho_a S_a V^2 - M_g \sin \beta,$$

где $x=0 \dots x_d$ – перемещение поршня; $p(x)$ – давление в ЗК, соответствующее координате x .



1 – парашютный контейнер; 2 – парашют; 3 – КА; 4 – поршень; 5 – штифт срезной; 6 – УЗ; 7 – электродетонатор.

рисунок 5. Система ввода парашюта

Учитывая, что $\frac{dV}{dt} = V \frac{dV}{dx}$, и введя безразмерные параметры

$$a = \frac{C_a \rho_a S_a H_0}{M}; \lambda = \frac{x}{H_0},$$

можно получить формулу для определения относительной скорости отделения конструкции записать в виде

$$V = \sqrt{V_0 + \frac{p_0 W_0}{M} f_1(a, \lambda, k) - 2g H_0 \sin \beta f_2(a, \lambda)}, \quad (1)$$

где $V_0 = \frac{I_{\text{оск}}}{M} = \frac{m_{\text{оск}}}{M} \cdot \frac{\sin \Psi}{\pi} \cdot u_{\text{оск}}$ (Ефанов В.В., Кузин Е.Н., Пичхадзе К.М., Челышев В.П. Основы..., 2004) – начальная скорость, с которой поршень начинает двигаться под действием осколков оболочки УЗ;

f_1, f_2 – некие функции (баллистические), зависящие от a, λ и k .

Проведённые исследования показали, что величина V_0 не существенна и для экспресс-анализа, её можно даже не учитывать. Связано это с тем, что $m_{\text{оск}}$ осколков оболочки УЗ много меньше массы M^* отделяемого тела.

Баллистические функции f_1 и f_2 , входящие формулу (1), имеют вид:

$$f_1 = f_1(a, \lambda, k) = \frac{2e^{-a\lambda}}{k-1} \left[1 - \left(\frac{a}{a+e^{a\lambda}-1} \right)^{k-1} \right];$$

$$f_2 = f_2(a, \lambda) = \frac{1-e^{a\lambda}}{a}.$$

Обращаем внимание на то, что при выводе формулы (1) не учтены: теплотеперь на нагрев стенок ЗК;

возможный прорыв газов через зазоры между поршнем и стенками корпуса; дополнительный разгон отделяемого тела продуктами взрыва УЗ после открытия ЗК. Проведённый анализ влияния указанных факторов на прогнозируемую скорость отделения показывает, что эти величины суммарно не превышают нескольких процентов, и их в инженерных расчётах можно не учитывать.

Ещё одно практическое замечание. Если ЗК выполнена в сечении не прямоугольной формы, как показано на рисунке 3, а имеются в донной части её, например скругления, то в расчёте следует использовать значение $\bar{H}_0 = \frac{W_0}{S_0}$,

где \bar{H}_0 – высота ЗК, приведённой к прямоугольному профилю.

Верификация предложенной методики расчёта проведена при экспериментальной отработке устройства отделения парашютного отсека межпланетных станций серий «Венера» и «Вега». Она показала достаточную для инженерных расчётов сходимость опытных и расчётных данных, представленных в таблице.

таблица – Результаты испытаний устройства отделения крышки парашютного отсека

масса отделяемой крышки	скорость отделения, м/с	
	опыт	расчёт
14,2±0,03	29,7±2,7	30,5
14,37±0,03	29,6±1,6	30,3
14,65±0,05	28,8±3,4	30,0
9,6±0,02	35,3±1,3	36,1
11,47±0,33	33,1±1,3	33,1
12,6±0,20	30,5±1,0	31,6

Конструкция этого устройства показана на рисунке 5.

ИНЖЕНЕРНАЯ МЕТОДИКА РАСЧЁТА ОСНОВНЫХ ПАРАМЕТРОВ ДЕТОНАЦИОННОГО УСТРОЙСТВА РАЗДЕЛЕНИЯ ПОРШНЕВОГО ТИПА

Далее приведём пример расчёта скорости отделения, развиваемой поршневым кольцевым устройством. Расчёт произведён по изложенной выше методике. Все обозначения соответствуют использованным выше, принципиальная схема представлена на рисунке 3.

исходные данные	
масса отделяемой конструкции, кг	$M^*=16$
диаметр кольцевого поршня, м	$d=0,66$
площадь сечения поршня, приведённая к единице длины ЗК, м	$S_0=0,014$
высота ЗК, м	$H_0=0,014$
длина хода поршня, м	$x_\lambda=0,028$
угол возвышения, угл. град	$\beta=90^\circ$
местное ускорение силы тяжести, м/с ²	$g=9,81$
плотность окружающей среды, кг/м ³	$\rho_a=1,3$
коэффициент аэродинамического сопротивления отделяемой конструкции	$C_a=0,8$
площадь миделевого сечения отделяемой конструкции, м ²	$S_2=1,2$
тип (марка) УЗ и его характеристики УЗ-3,7-6/0,8-Г	$\omega_b=8,5 \cdot 10^{-3}$ кг/м; $m_{об}=50,5 \cdot 10^{-3}$ кг/м; $u_{оск}=1200$ м/с
угол 2Ψ, угл. град	90

Расчёт начального давления p_0 , создаваемого в ЗК продуктами детонации снаряжения УЗ

Расчётная формула $p_0 = \chi \cdot \left(\frac{\omega}{W_0}\right)^k$, $k=1,22$,

$$\eta = \frac{\omega_b}{m_{об}} = \frac{8,5 \cdot 10^{-3}}{50,5 \cdot 10^{-3}} = 0,168,$$

$|\eta=0,17| = |0,168-0,17| = 0,002 < 0,03$, т.е. данный УЗ относится к группе «слабых» в баллистическом отношении УЗ, для которых $\chi=2,8 \cdot 10^5 \cdot \text{м}^2/\text{с}^2$.

$$W_0 = S_0 \cdot H_0 = 0,014 \cdot 0,014 = 196 \cdot 10^{-6} \text{ м}^2.$$

$$\text{Следовательно, } p_0 = 2,8 \cdot 10^5 \left(\frac{8,5 \cdot 10^{-3}}{196 \cdot 10^{-6}}\right)^{1,22} = 27,83 \cdot 10^6 \text{ Па.}$$

Расчёт скорости V_0 , сообщаемой поршню осколками оболочки УЗ:

$$V_0 = \frac{m_{оск}}{M} \cdot \frac{\sin \Psi}{\pi} \cdot u_{оск},$$

где M – масса отделяемой конструкции, приведённая к единице длины ЗК.

$$\text{Длина } L_{ЗК} = \pi \cdot d = 3,14 \cdot 0,66 = 2,07 \text{ м, отсюда } M = \frac{M^*}{L_{ЗК}} = \frac{16}{2,07} = 7,729 \text{ кг/м.}$$

$$\text{Тогда получаем } V_0 = \frac{50,5 \cdot 10^{-3} \cdot 0,707 \cdot 1200}{7,729 \cdot 3,14} = 1,764 \text{ м/с.}$$

Расчёт констант a , λ_d и функций $f_1(a, \lambda_d, k)$, $f_2(a, \lambda_d)$

$$a = \frac{\rho_a C_a S_2 H_0}{M^*} = \frac{1,3 \cdot 0,8 \cdot 1,2 \cdot 0,014}{16} = 1,092 \cdot 10^{-3};$$

$$\lambda_d = \frac{0,028}{0,014} = 2;$$

$$e^{-a\lambda_d} = 0,9978; e^{a\lambda_d} = 1,0022,$$

отсюда $f_1(a, \lambda_d, k) = 1,9245; f_2(a, \lambda_d) = 2,0147$.

Расчёт скорости отделения конструкции

$$V = \sqrt{V_0^2 + \frac{\rho_0 W_0}{M} f_1(a, \lambda_d, k) - 2g \sin \beta H_0 f_2(a, \lambda_d)} =$$

$$= \sqrt{1,764^2 + \frac{27,83 \cdot 10^6 \cdot 1,96 \cdot 10^{-6}}{M} \cdot 1,9245 - 2 \cdot 9,81 \cdot 1 \cdot 0,014 \cdot 2,0147} =$$

$$= 36,4 \text{ м/с.}$$

Примечание. При использовании в устройстве отделения УЗ в алюминиевой оболочке (например УЗ-2,2-6/1-А-Г) расчёт p_0 проводят по формуле

$$p_0 = \chi \cdot \left(\frac{\omega_b}{W_0}\right)^{1,26}.$$

Для указанного УЗ $\omega_b = 2,32 \cdot 10^{-3}$ кг/м; $m_{об} = 6,05 \cdot 10^{-3}$ кг/м; $u_{оск} = 1770$ м/с; $\eta = \frac{\omega_b}{m_{об}} = \frac{2,32 \cdot 10^{-3}}{6,05 \cdot 10^{-3}} = 0,382$, $\chi = 6,34 \cdot 10^5 \text{ м}^2/\text{с}^2$.

список литературы

Бабаков А.В., Финченко В.С. Численное исследование сверхзвукового обтекателя и силовых характеристик спускаемого в атмосфере аппарата и находящегося в его следе парашюта // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2022. № 4. С. 10-17.

Ефанов В.В., Кузин Е.Н., Пичхадзе К.М., Чельшев В.П. Основы расчета импульсов сил, действующих на конструкцию ЛА при разделении удлиненными кумулятивными зарядами // Полет. 2004. № 2. С. 3-10.

Ефанов В.В., Кузин Е.Н., Пичхадзе К.М., Чельшев В.П. Энергобаллистические характеристики детонационных систем разделения КА для планетных исследований // Полет. 2004. № 5. С. 16-22.

Косенкова А.В., Ефанов В.В., Седых О.Ю. Исследование планет земной группы дистанционными и контактными методами. Часть 1. История // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2023. № 4. С. 9-19.

Косенкова А.В., Ткачев Н.А. Методика оценки проектных характеристик баллистического спускаемого аппарата в рамках перспективного проекта для исследования Венеры // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2023. № 4. С. 3-9.

Чельшев В.П., Шехтер Б.И., Шушко Л.А. Теория горения и взрыва. М.: Изд. МО СССР, 1970.

Статья поступила в редакцию 29.03.2024

Статья после доработки 29.03.2024

Статья принята к публикации 29.03.2024

ВЗАИМОСВЯЗЬ РИСКОВ ПРИНЯТИЯ ОШИБОЧНЫХ РЕШЕНИЙ ПРИ ПЛАНИРОВАНИИ И ПРОВЕДЕНИИ ОПТИМАЛЬНОГО КОНТРОЛЯ НАДЁЖНОСТИ ИЕРАРХИЧЕСКИХ СИСТЕМ КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ В УСЛОВИЯХ МЕЛКОСЕРИЙНОГО ПРОИЗВОДСТВА

THE RELATIONSHIP BETWEEN THE RISKS OF MAKING ERRONEOUS DECISIONS IN PLANNING AND CONDUCTING OPTIMAL RELIABILITY CONTROL OF HIERARCHICAL SPACE TECHNOLOGY SYSTEMS IN SMALL-SCALE PRODUCTION



М.Ш. Насибулин¹,
кандидат технических наук,
info.niiks@khrunichev.ru;
M.Sh. Nasibulin

Определяются взаимосвязи между рисками принятия ошибочных решений при оптимальном статистическом контроле надёжности сложных систем космической техники (КТ) в двухуровневой иерархической структуре: при производстве изделий, составляющих иерархическую систему КТ, и производстве системы в целом. При этом результаты контроля надёжности нижних уровней, т.е. изделий, учитываются при оптимальном планировании контроля надёжности системы в целом, что является особенно важным для систем КТ, производство которых является мелкосерийным и характеризуется недостатком статистической информации для достоверного подтверждения высоких требований, предъявляемых к их надёжности.

The interrelationships between the risks of making erroneous decisions with optimal statistical control of the reliability of complex space technology systems in a two-level hierarchical structure are determined: in the production of products that make up the hierarchical system of space technology, and in the production of the system as a whole. At the same time, the results of monitoring the reliability of the lower levels, that is, products, are taken into account in the optimal planning of monitoring the reliability of the system as a whole, which is especially important for space technology systems, the production of which is small-scale and characterized by a lack of statistical information to reliably confirm the high requirements for their reliability.

¹ «НИИ КС им. А.А. Максимова» – филиал АО «ГННПЦ им. М.В. Хруничева», Россия, Московская область, г. Королев.

A.A. Maksimov Research Institute of Space Systems – branch of the Khrunichev State Research and Production Space Center, Russia Moscow region, Korolev.

ВЗАИМОСВЯЗЬ РИСКОВ ПРИНЯТИЯ ОШИБОЧНЫХ РЕШЕНИЙ ПРИ ПЛАНИРОВАНИИ И ПРОВЕДЕНИИ ОПТИМАЛЬНОГО КОНТРОЛЯ НАДЁЖНОСТИ ИЕРАРХИЧЕСКИХ СИСТЕМ КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ В УСЛОВИЯХ МЕЛКОСЕРИЙНОГО ПРОИЗВОДСТВА

Ключевые слова:

космическая техника;
надёжность; контроль; планирование;
оптимизация; потери; требования;
техническая документация;
риски; риски 1 и 2 рода;
иерархические системы;
мелкосерийное производство;
экономические затраты.

ВВЕДЕНИЕ

Проблема контроля качества техники в современных условиях её производства и эксплуатации стоит особенно остро. Космическая техника (КТ) в силу её особенностей: уникальности наукоёмких образцов, сложности производства, высокой стоимости, требований к безотказности, условий эксплуатации нуждается в стабильной системе, позволяющей максимально исключить риски принятия ошибочных решений при статистическом контроле надёжности систем КТ.

Актуальность и важность проблемы контроля качества и надёжности высокоточной и наукоёмкой КТ нашли отражение в трудах многих отечественных и зарубежных учёных (Геча В.Я., Барбул Р.Н., Сидняев Н.И., Бутенко Ю.И., 2019; Дорохин Ю.Н., Круглов И.А., Круглова Ю.В., 2021; Колобов А.Ю., Петров Ю.А., 2023; Кудрявцев С.В., Розовенко В.М., 2023; Милованов В.А., 2021; Шевченко С.Н., 2019; Шевченко С.Н., 2021; Шевченко С.Н., 2022; Ramgoral K.R., 2015). Основные требования, а также порядок и правила обеспечения контроля надёжности и безопасности космических систем, комплексов и автоматических космических аппаратов единичного (мелкосерийного) изготовления с длительными сроками активного существования регламентированы ГОСТ Р 56516-2015 и ГОСТ Р 56526-2015 (Национальный стандарт Российской Федерации, ГОСТ Р 56516-2015, 2015; Национальный стандарт Российской Федерации, ГОСТ Р 56526-2015, 2015).

Целью данной статьи является выявление взаимосвязей между рисками принятия ошибочных решений при оптимальном статистическом контроле надёжности КТ как при производстве отдельных изделий, составляющих иерархическую систему КТ, так и производстве системы в целом и их влияние на результаты контроля надёжности. Данные вопросы особенно важны для систем КТ, производство которых является единичным и мелкосерийным и характеризуется недостатком статистической информации для достоверного подтверждения высоких требований, предъявляемых к их надёжности.

Keywords:

space technology;
reliability; control; planning;
optimization; losses; requirements;
technical documentation;
risks; risks of the 1st and 2nd kind;
hierarchical systems;
small batch production;
economic costs.

1. Основные понятия, необходимые для контроля надёжности системы КТ

В работе (Насибуллин М.Ш., Рудаков В.Б., 2023) была обоснована целевая функция затрат на контроль и потерь, связанных с рисками принятия ошибочных решений при биномиальном контроле надёжности иерархических систем КТ, которая имеет следующий вид (Рудаков В.Б., Макаров М.И., 2016):

$$C_c = C_{1c}\alpha_c + C_{2c}\beta_c + C_{1Kc}n_c, \quad (1)$$

где $C_{1c}\alpha_c$ – математическое ожидание экономических потерь за счёт браковки годной системы, т.е. удовлетворяющей заданным требованиям к надёжности; (α_c – безусловная вероятность забраковать годную систему, т.е. риск 1 рода);

$C_{2c}\beta_c$ – математическое ожидание экономических потерь за счёт приёмки дефектной системы, т.е. неудовлетворяющей заданным требованиям к надёжности; (β_c – безусловная вероятность принять дефектную систему, т.е. риск 2 рода);

C_{1c} , C_{2c} , C_{1Kc} – средние потери и экономические затраты (математические ожидания) на контроль системы в течение времени испытаний;

n – объём контроля, подлежащий определению (количество циклов контроля системы, связанное с временем её испытаний и т.д.).

Минимизация этой целевой функции приводит к оптимальным планам статистического контроля надёжности вида (n_c^* , α_c^* , β_c^* , $c=0$).

Здесь α_c^* и β_c^* – усечённые риски 1 и 2 рода, которые определяются по формулам (Миرونчев В.А., Макаров М.И., Рудаков В.Б., 2019):

$$\alpha_c = \int_{P_{тр}}^{P_2} (1 - P^{n_c}) f(P) dP, \quad (2)$$

$$\beta_c = \int_{P_1}^{P_{тр}} P^{n_c} f(P) dP, \quad (3)$$

где $P_{тр}$ – заданное в технической документации значение вероятности безотказной работы системы в течение заданного времени;

P – истинное значение показателя надёжности системы, трактуется как случайная величина (в байесовском смысле), имеющая априорную плотность бета-распределения

$$f(P) = \frac{\Gamma(a+b)}{\Gamma(a)\Gamma(b)} P^{b-1}(1-P)^{a-1}. \quad (4)$$

При этом (4) плотность бета-распределения является усечённой по области $[P_1, P_2]$ с помощью известной операции усечения плотности распределения случайной величины, например (Волков Л.И., Рудаков В.Б., 2002; Гнеденко Б.В., Беляев Ю.К., Соловьев А.Д., 1965); параметры a и b априорного бета-распределения определяются по накопленной статистической информации о надёжности по формулам (Рудаков В.Б., Макаров М.И., 2022):

$$a = N_{\Sigma}(1 - \hat{P}) + 1, \quad (5)$$

$$b = (N_{\Sigma} \hat{P}) + 1, \quad (6)$$

где \hat{P} – реализовавшаяся оценка максимального правдоподобия показателя надёжности системы $\hat{P} = 1 - \frac{m_{\Sigma}}{N_{\Sigma}}$;

m_{Σ} – количество отказов одной системы при N_{Σ} испытаниях (или количество отказавших систем, определённое по предварительной накопленной информации о результатах контроля и испытаний совокупности N_{Σ} систем-аналогов на предшествующих этапах контроля). При этом если накопленная информация о надёжности статистически неоднородна, то привлекаются методы обработки такой информации, изложенные, например, в (Волков Л.И., Рудаков В.Б., 2002). Поэтому значения m_{Σ} и N_{Σ} в общем случае могут быть нецелочисленными. Для их определения, наряду с самой оценкой максимального правдоподобия, используется и среднее квадратическое отклонение случайной величины P относительно реализовавшейся оценки:

$$\sigma_{\hat{P}}[P] = \frac{1}{N_{\Sigma} + 2} \sqrt{\frac{(1 + N_{\Sigma} \hat{P})(1 + N_{\Sigma} - N_{\Sigma} \hat{P})}{N_{\Sigma} + 3} + (2\hat{P} - 1)^2};$$

P_1 и P_2 , входящие в выражения (2) и (3) определяются по формулам:

$$P_1 = m[P_1] = \frac{b}{b+a} \frac{I_{P_{TP}}(b+1, a)}{I_{P_{TP}}(b, a)}, \quad (7)$$

$$P_2 = m[P_2] = \frac{b}{(b+a)} \frac{[1 - I_{P_{TP}}(b+1, a)]}{[1 - I_{P_{TP}}(b, a)]}, \quad (8)$$

$P_1 = m[P_1]$ и $P_2 = m[P_2]$ – нижняя и верхняя границы изменения показателя надёжности системы

(математические ожидания). Выражения (7) и (8) получены на основе представления гипотетического множества систем (гипотетическая генеральная совокупность), которое условно было разделено на два подмножества: подмножество систем, удовлетворяющих требованиям к надёжности (годное подмножество); подмножество систем, не удовлетворяющих требованиям к надёжности (дефектное подмножество), где P_1 является математическим ожиданием (Рудаков В.Б., Макаров М.И., Медведев А.А., Иванов В.Л., 2015);

$I_{P_{TP}}(\dots)$ – неполная бета-функция (Мируничев В.А., Макаров М.И., Рудаков В.Б., 2019; Волков Л.И., Рудаков В.Б., 2002; Большев Л.Н., Смирнов Н.И., 1983).

Здесь следует заметить, что использование усечённых рисков 1 и 2 рода (2) и (3) имеют более широкое практическое использование по сравнению с аналогичными рисками, которые рекомендованы в работе (Волков Л.И., Рудаков В.Б., 2002) и которые имеют следующий вид:

$$\alpha_c = \int_{P_{TP}}^1 (1 - P^{n_c}) f(P) dP,$$

$$\beta_c = \int_0^{P_{TP}} P^{n_c} f(P) dP.$$

Сравнивая эти выражения с формулами (2) и (3), видно, что они отличаются пределами интегрирования, то есть областью определения возможных значений показателя надёжности системы P в данных выражениях является область $0 < P < 1$. Такая область определения представляет собой наиболее общий случай, когда системы являются уникальными, не имеющими аналогов, и по этим системам нет накопленной априорной информации. Вместе с тем системы КТ, используемые в настоящее время, обладают достаточно высокой степенью преемственности, зачастую заимствованы из ранее выполненных космических проектов. По ним накоплена достаточная априорная статистическая информация (Рудаков В.Б., Макаров М.И., Медведев А.А., Иванов В.Л., 2015). В этих условиях, при наличии накопленной априорной информации на каждом уровне, вероятности безотказной работы изделий и систем не могут изменяться от нуля до единицы, а должны изменяться от некоторого нижнего уровня до некоторого верхнего уровня, близкого к единице.

Поскольку необходимые понятия определены, перейдём непосредственно к контролю надёжности системы КТ в условиях мелкосерийного производства.

2. Определение взаимосвязей при контроле надёжности в двухуровневой структуре «изделие – система КТ в целом»

Рассмотрим систему КТ, которая состоит из совокупности S разных изделий (подсистем). Каждое изделие изготавливается на собственном предприятии-изготовителе. Далее готовые изделия поступают на головное сборочное предприятие, где из них изготавливается система в целом.

Контроль надёжности в процессе производства систем КТ осуществляется по уровням иерархии их создания и проводится при следующих видах контроля (Насибулин М.Ш., Макаров М.И., Рудаков В.Б., 2023):

- при заводских испытаниях на предприятиях-изготовителях после изготовления каждого j -го изделия, $j=\overline{1, S}$, из которых состоит система;
- при приёмо-сдаточных испытаниях системы в целом после её изготовления на головном сборочном предприятии.

Реализация этих видов контроля позволяет оценить взаимодействие и взаимовлияние отдельных изделий на надёжность системы в целом.

В этих условиях, используя выражение (1) для определения оптимальных планов контроля, можно записать совокупность целевых функций:

- для контроля надёжности каждого j -го изделия при заводских испытаниях на предприятии-изготовителе

$$C_j = C_{1j}\alpha_j + C_{2j}\beta_j + C_{1kj}n_j, \quad (9)$$

$$j = \overline{1, S}$$

и определить оптимальный план его контроля ($n_j^*, \alpha_j^*, \beta_j^*, c=0$), используя алгоритм, изложенный в (Мироничев В.А., Макаров М.И., Рудаков В.Б., 2019), при этом усечённые риски 1 и 2 рода определяются на основе (2)–(8);

- для контроля надёжности системы КТ в целом на этапе приёмо-сдаточных испытаний после её изготовления на сборочном предприятии

$$C_c = C_{1c}\alpha_c + C_{2c}\beta_c + C_{1kc}n_c \quad (10)$$

и определить оптимальный план её контроля ($n_c^*, \alpha_c^*, \beta_c^*, c=0$), используя тот же алгоритм.

При таком подходе план контроля системы в целом не учитывает результаты контроля входящих в неё изделий, а учитывает только структуру построения системы из составляющих её изделий. В то же время при производстве системы приёмочный контроль надёжности входящих в неё изделий, который проводится на их предприятиях-изготовителях, предшествует приёмочному контролю надёжности готовой системы, и результаты этого контроля необходимо учитывать при планировании контроля готовой системы КТ, что особенно важно в условиях мелкосерийного производства.

Иными словами, поскольку готовая система КТ имеет определённую структуру построения из изделий и контроль их надёжности предшествует контролю надёжности системы в целом, то результаты этого предшествующего контроля будут нести информацию не только о надёжности самих изделий, но и долю информации о надёжности системы в целом (Мироничев В.А., Макаров М.И., Рудаков В.Б., 2019). Исследования показали, что аналитически эту информацию при планировании контроля готовой системы можно учесть на уровне вероятностей, которыми являются риски 1 и 2 рода. То есть, риски 1 и 2 рода, входящие в статистический план контроля надёжности системы, являются не только функциями заданных требований к её надёжности и объёму контроля этой системы, но и связаны с рисками 1 и 2 рода, возникающими при предшествующем контроле надёжности изделий, из которых состоит система КТ. Это можно выразить следующими функционалами:

$$\alpha_c = \alpha_c \{P_{TP, n_c}, f(P); \alpha_j [P_{TPj}, n_j, f(P_j)]; \beta_j [P_{TPj}, n_j, f(P_j)]\}, \quad (11)$$

$$\beta_c = \beta_c \{P_{TP, n_c}, f(P); \alpha_j [P_{TPj}, n_j, f(P_j)]; \beta_j [P_{TPj}, n_j, f(P_j)]\}. \quad (12)$$

Для определения этой взаимосвязи проведём следующие рассуждения.

Пусть проводится контроль надёжности каждого j -го изделия на предприятии-изготовителе. В самом общем случае в процессе испытаний изделия возникают отказы, которые носят стохастический характер, проводится устранение этих отказов, доработки, затем повторные испытания, вплоть до замены изделия и т.д. Но в конечном итоге изделие принимается как годное, т.е. удовлетворяющее заданным требованиям к надёжности. Далее, совокупность таких изделий с различных предприятий поступает на головное сборочное предприятие, где из этих изделий изготавливается система в целом.

Поскольку для каждого изделия проводился контроль заданных в документации требований к надёжности, и изделие принято, риски 1 рода для каждого j -го изделия будут равны нулю, $\alpha_j = 0, j = \overline{1, S}$. Объяснение этому – поскольку изделие уже принято по результатам контроля при заводских испытаниях, вероятность забраковать изделие равна нулю (Насибулин М.Ш., Рудаков В.Б., 2023). То есть, каждое изделие будет принято с определённым апостериорным риском 2 рода $\beta_j^A, j = \overline{1, S}$, и функционалы (11) и (12) будут зависеть только от этих рисков:

$$\alpha_c = \alpha_c \{P_{TP, n_c}, f(P); \beta_j^A [P_{TPj}, n_j, f(P_j)]\},$$

$$\beta_c = \beta_c \{P_{TP, n_c}, f(P); \beta_j^A [P_{TPj}, n_j, f(P_j)]\}.$$

Таким образом, задача состоит в том, чтобы выяснить, каким образом риски 1 и 2 рода α_c и β_c

для планирования контроля надёжности готовой системы связаны с рисками β_j^A , с которыми принято каждое j -е изделие совокупности S .

Чтобы решить эту задачу, воспользуемся аппаратом алгебры событий (Гнеденко Б.В., Беляев Ю.К., Соловьев А.Д., 1965; Смирнов Н.В., Дунин-Барковский И.В., 1959).

Будем исходить из следующих определений годных и дефектных изделий и системы:

j -е изделие считается годным, если выполняется условие

$$P_{\text{тр}j} \leq P_j \leq P_{2j},$$

при этом риски 1 и 2 рода определяются на основе формул (2) и (3) с учётом их усечения (7) и (8)

$$\alpha_j = \int_{P_{\text{тр}j}}^{P_{2j}} (1 - P_j^{n_j}) f(P_j) dP_j,$$

$$\beta_j = \int_{P_{1j}}^{P_{2j}} P_j^{n_j} f(P_j) dP_j. \quad (13)$$

Система считается годной, если выполняются условия

$$P_{\text{тр}j} \leq P_j \leq P_{2j} \quad (14)$$

для всех изделий совокупности $j=1, \bar{S}$, и система удовлетворяет заданным требованиям к надёжности

$$P_{\text{тр}} \leq P \leq P_2, \quad (15)$$

где P_{2j} определяется на основе (8) для j -го изделия совокупности и для каждого изделия этой совокупности, соответственно.

В случае, если условия (14) и (15) не выполняются, то j -е изделие и система КТ считаются дефектными.

Введём обозначения для следующих случайных событий:

- A_c – система КТ является годной;
- B_c – система КТ по результатам контроля будет принята;
- A_j – j -е изделие является годным;
- B_j – j -е изделие по результатам контроля будет принято;
- $\bar{A}_c, \bar{A}_j, \bar{B}_c, \bar{B}_j$ – противоположные события.

Вероятности наступления этих событий будут: $P(A_c), P(B_c), P(\bar{A}_c), P(\bar{B}_c), P(A_j), P(\bar{A}_j), P(B_j), P(\bar{B}_j)$, а риски 1 и 2 рода через совместные события по их определению (Насибуллин М.Ш., Рудаков В.Б., 2023) соответственно равны:

$$\alpha_c = P(A_c \bar{B}_c) = P(A_c) P(\bar{B}_c \div A_c), \quad (16)$$

$$\beta_c = P(\bar{A}_c) P(B_c \div \bar{A}_c), \quad (17)$$

$$\alpha_j = P(A_j) P(\bar{B}_j \div A_j), \quad (18)$$

$$\beta_j = P(\bar{A}_j) P(B_j \div \bar{A}_j). \quad (19)$$

Факт годности или дефектности системы определяется условием (15), а входящего в неё j -го изделия – условием (14). Тогда, исходя из этих условий и учитывая факт, что изделия в системе независимы, для системы в целом справедливо следующее утверждение: система является годной, если годны все изделия этой системы, и система является дефектной, если дефектно хотя бы одно изделие этой системы. То есть, вероятность того, что система является годной или дефектной можно записать в виде:

$$P(A_c) = \prod_{j=1}^S P(A_j),$$

$$P(\bar{A}_c) = 1 - \prod_{j=1}^S P(A_j),$$

что соответствует последовательной структурной схеме надёжности системы, а риски 1 и 2 рода с учётом (16) и (17) и того, что $P(A_j) = 1 - P(\bar{A}_j)$, будут:

$$\alpha_c = P(A_c) P(\bar{B}_c \div A_c) = P(\bar{B}_c \div A_c) \prod_{j=1}^S P(A_j), \quad (20)$$

$$\beta_c = P(\bar{A}_c) P(B_c \div \bar{A}_c) = P(B_c \div \bar{A}_c) [1 - \prod_{j=1}^S P(A_j)]. \quad (21)$$

Рассматривая изделия, входящие в систему, так как они приняты по результатам контроля, то, как указывалось выше, $P(\bar{B}_j \div A_j)$ и $P(B_j \div \bar{A}_j) = 1$ (Насибуллин М.Ш., Рудаков В.Б., 2023). Сопоставляя эти условия с (18), (19), получим:

$$\alpha_j = 0, \quad (22)$$

$$\beta_j^A = P(\bar{A}_j). \quad (23)$$

Учитывая формулы (22), (23), а также (20) и (21), получаем

$$\alpha_c = P(\bar{B}_c \div A_c) \prod_{j=1}^S [1 - \beta_j^A], \quad (24)$$

$$\beta_c = P(B_c \div \bar{A}_c) [1 - \prod_{j=1}^S (1 - \beta_j^A)]. \quad (25)$$

Полученные выражения (24) и (25) приводят к важному выводу: поскольку величина $\prod_{j=1}^S [1 - \beta_j^A] < 1$, то проведение предшествующего контроля надёжности изделий, составляющих систему КТ, уменьшает риски 1 и 2 рода, возникающие при контроле надёжности системы в целом на сборочном предприятии. При этом для каждого j -го изделия апостериорный риск β_j^A определяется на основе выражения (13) с учётом результатов контроля его надёжности при заводских испытаниях

$$\beta_j^A = \int_{P_{1j}}^{P_{2j}} P_j^{n_j} f(P_j) dP_j. \quad (26)$$

Далее, используя выражения (24), (25) и (2), (3), получаем

$$\alpha_c = \prod_{j=1}^S [1 - \beta_j^A] \int_{P_{TP}}^{P_2} (1 - P^{n_c}) f(P) dP, \quad (27)$$

$$\beta_c = \{1 - \prod_{j=1}^S [1 - \beta_j^A]\} \int_{P_1}^{P_{TP}} P^{n_c} f(P) dP. \quad (28)$$

Если учесть, что β_j^A определяется на основе формулы (26), окончательно получаем

$$\alpha_c = \prod_{j=1}^S [1 - \int_{P_{Vj}}^{P_{TPj}} P_j^{n_j} f(P_j) dP_j] \int_{P_{TP}}^{P_2} (1 - P^{n_c}) f(P) dP, \quad (29)$$

$$\beta_c = \{1 - \prod_{j=1}^S [1 - \int_{P_{Vj}}^{P_{TPj}} P_j^{n_j} f(P_j) dP_j]\} \int_{P_1}^{P_{TP}} P^{n_c} f(P) dP, \quad (30)$$

где P_{Vj} и P_{TPj} вычисляются на основе выражений (7) и (8):

$$P_{Vj} = m[P_{Vj}] = \frac{b_j}{b_j + a_j} \frac{I_{P_{TPj}}(b_j + 1, a_j)}{I_{P_{TPj}}(b_j, a_j)},$$

$$P_{TPj} = m[P] = \frac{b_j}{(b_j + a_j)} \frac{[1 - I_{P_{TPj}}(b_j + 1, a_j)]}{[1 - I_{P_{TPj}}(b_j, a_j)]},$$

$$f(P_j) = \frac{\Gamma(a_j + b_j)}{\Gamma(a_j)\Gamma(b_j)} P_j^{a_j - 1} (1 - P_j)^{b_j - 1},$$

а параметры a_j и b_j определяются по накопленной статистической информации о надёжности изделий на основе (5)–(6) с учётом её статистической неоднородности по известным моделям (Волков Л.И., Рудаков В.Б., 2002; Гнеденко Б.В., Беляев Ю.К., Соловьев А.Д., 1965; Смирнов Н.В., Дунин-Барковский И.В., 1959).

Если контроль проведён по оптимальным планам (n_j^* , α_j^* , β_j^* , $c=0$), то в этом случае, поскольку контроль уже проведён и j -е изделие принято, для каждого изделия риск $\alpha_j=0$, а оптимальный апостериорный риск 2 рода (численное значение) с учётом выражения (26)

$$\beta_j^{A*} = \int_{P_{Vj}}^{P_{TPj}} P_j^{n_j^*} f(P_j) dP_j. \quad (31)$$

Используя (31) и учитывая (27)–(30), получаем

$$\alpha_c = \prod_{j=1}^S [1 - \beta_j^{A*}] \int_{P_{TP}}^{P_2} (1 - P^{n_c}) f(P) dP, \quad (32)$$

$$\beta_c = \{1 - \prod_{j=1}^S [1 - \beta_j^{A*}]\} \int_{P_1}^{P_{TP}} P^{n_c} f(P) dP, \quad (33)$$

где β_j^{A*} – оптимальное значение апостериорного риска 2 рода, с которым принято j -е изделие, входящее в систему, $j=\overline{1, S}$; n_c – планируемый объём контроля надёжности системы в целом после её изготовления на сборочном предприятии.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В результате проведённых исследований разработаны математические зависимости для определения взаимосвязанных усечённых рисков 1 и 2 рода (32) и (33).

Учитывая полученные результаты, математическую модель планирования оптимального контроля надёжности иерархических систем КТ с учётом взаимосвязанных рисков и выражений, для целевых функций (9) и (10) можно записать в следующем виде:

найти условный вектор

$$\vec{Y} = \{\min C_j, \min C_c\},$$

$$(n_j, \alpha_j, \beta_j) [n_c, \alpha_c(\beta_j^A), \beta_c(\beta_j^A)],$$

где по-прежнему (41), (42)

$$C_j = C_{1j} \alpha_j + C_{2j} \beta_j + C_{1kj} n_j,$$

$$C_c = C_{1c} \alpha_c(\beta_j^A) + C_{2c} \beta_c(\beta_j^A) + C_{1kc} n_c,$$

риски 1 и 2 рода α_j и β_j определяются на основе формул (2), (3), (7), (8) с учётом их усечения;

β_j^A – апостериорные риски 2 рода, с которыми принято каждое j -е изделие по результатам испытаний на предприятиях-изготовителях, $j=\overline{1, S}$, определяется на основе (26) с учётом усечения и результатов контроля их надёжности;

риски 1 и 2 рода для оптимального планирования контроля надёжности системы в целом с учётом результатов контроля надёжности изделий КТ по оптимальным планам вычисляются по формулам (32) и (33),

в области, определяемой следующими неравенствами:

$$n_j \geq 0, n_c \geq 0, \alpha_j \geq 0, \beta_j > 0, \alpha_c \geq 0, \beta_c > 0, j = \overline{1, S}.$$

Практическое использование этой модели совместно с взаимосвязанными усечёнными рисками обеспечивает реализацию оптимального контроля иерархических систем КТ в двухуровневой иерархической структуре: «контроль надёжности каждого изделия – контроль надёжности системы в целом после её изготовления». При этом результаты контроля надёжности нижних уровней, т.е. изделий, учитываются при оптимальном планировании контроля надёжности системы в целом.

Полученные результаты особенно важны для систем КТ, производство которых является мелкосерийным и характеризуется недостатком статистической информации для достоверного подтверждения высоких требований, предъявляемых к их надёжности.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

Большев Л.Н., Смирнов Н.И. Таблицы математической статистики. М.: Наука, Главная редакция физико-математической литературы, 1983. 416 с.

Волков Л.И., Рудаков В.Б. Статистический контроль иерархических систем. М.: СИП РИА, 2002. 355 с.

Геча В.Я., Барбул Р.Н., Сидняев Н.И., Бутенко Ю.И. Методология оценки надежности космических аппаратов при проектной и конструкторской проработке // Надежность. 2019. Т. 19, № 2. С. 3-8. URL: <https://www.dependability.ru/jour/article/viewFile/316/522> (дата обращения: 02.02.2024).

Гнеденко Б.В., Беляев Ю.К., Соловьев А.Д. Математические методы в теории надежности. М.: Наука, 1965. 524 с.

Дорохин Ю.Н., Круглов И.А., Круглова Ю.В. Обеспечение качества изделий ракетно-космической техники. Проблемные вопросы организации входного контроля и предложения по их решению. АО «НПО «Техномаш». 30 декабря, 2021. URL: <https://tmpro.ru/node/652> (дата обращения: 02.02.2024).

Колобов А.Ю., Петров Ю.А. Методика оценки вероятности безотказной работы разгонных блоков по результатам эксплуатации с использованием предварительной информации // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2023. № 4. С. 75-79.

Кудрявцев С.В., Розовенко В.М. К вопросу создания информационно-диагностической системы контроля технического состояния образцов космической техники // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2023. № 1. С. 74-79.

Милованов В.А. Проведение расчётов надёжности космических аппаратов с использованием статистических закономерностей проявления отказов приборов, блоков и узлов в процессе эксплуатации // Космическая техника и технологии. 2021. № 4. С. 53-65.

Мироничев В.А., Макаров М.И., Рудаков В.Б. Математическая модель иерархического контроля надежности бортовых систем космических аппаратов с изменяющейся структурой при их наземной отработке // Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы. 2019. Т. 6, вып. 3. С. 66-75.

Насибуллин М.Ш., Рудаков В.Б. Анализ статистических структур контроля технических параметров и надежности для оптимизации планов выборочного контроля космической техники в условиях мелкосерийного производства // Информационно-технологический вестник. МГОТУ. 2023. № 3. С. 82-90.

Насибуллин М.Ш., Макаров М.И., Рудаков В.Б. Задачи и особенности организации контроля технических параметров и надежности иерархических систем космической техники в условиях мелкосерийного производства // Труды 4ЦНИИ МО РФ. 2023. Вып. 174. С. 8-17.

Национальный стандарт Российской Федерации. ГОСТ Р 56516-2015. Порядок и правила обеспечения контроля надежности и безопасности космических систем, комплексов и автоматических космических аппаратов единичного (мелкосерийного) изготовления

с длительными сроками активного существования. URL: <https://docs.cntd.ru/document/1200122451> (дата обращения: 02.02.2024).

Национальный стандарт Российской Федерации. ГОСТ Р 56526-2015. Требования надежности и безопасности космических систем, комплексов и автоматических космических аппаратов единичного (мелкосерийного) изготовления с длительными сроками активного существования. URL: <https://docs.cntd.ru/document/1200123509> (дата обращения: 02.02.2024).

Рудаков В.Б., Макаров М.И. Интегрированный контроль систем ракетно-космической техники с изменяющейся структурой // Двойные технологии. 2016. № 3. С. 11-18.

Рудаков В.Б., Макаров М.И. Повышение достоверности контроля надежности систем ракетно-космической техники при наземной отработке на основе учета результатов предшествующего контроля их технических параметров // Информационно-технологический вестник. 2022. № 3. С. 106-117.

Рудаков В.Б., Макаров М.И., Медведев А.А., Иванов В.Л. Оптимальное планирование контроля надежности изделий космических аппаратов на основе использования усеченных рисков // Двойные технологии. 2015. № 2. С. 23-28.

Смирнов Н.В., Дунин-Барковский И.В. Краткий курс математической статистики для технических приложений. М.: Физматгиз, 1959. 436 с.

Шевченко С.Н. Методы оценки и подтверждения показателей надежности систем ракетной и ракетно-космической техники по результатам ускоренных и форсированных испытаний. М.: АО «Передовые специальные технологии и материалы», 2019. 75 с.

Шевченко С.Н. Метод оценки и прогнозирования надёжности ракет в условиях совмещения этапов их экспериментальной отработки // Космонавтика и ракетостроение. 2021. № 4. С. 61-65.

Шевченко С.Н. Интервальное оценивание надёжности космических аппаратов в процессе наземной экспериментальной отработки // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2021. № 1. С. 21-23.

Шевченко С.Н. Методы оптимального планирования экспериментальной отработки межконтинентальных баллистических ракет и ракет космического назначения. М.: АО «Передовые специальные технологии и материалы», 2022. 47 с.

Ratgopal K.R. Reliability and Quality Assurance of Space Systems. Technical Review // IETE. 2015. 10(5). P. 515-516. DOI:10.1080/02564602.1993.11437379 (дата обращения: 02.02.2024).

Статья поступила в редакцию 21.02.2024

Статья после доработки 21.02.2024

Статья принята к публикации 21.02.2024

АНАЛИЗ ВОЗМОЖНОСТЕЙ НОВОГО КЛАССА ЗАРУБЕЖНЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ – ВИДЕОРАДИОЛОКАТОРОВ С СИНТЕЗИРОВАНИЕМ АПЕРТУРЫ. ЧАСТЬ 2

EXPLORATORY STUDY OF A NEW CLASS FOREIGN SPACECRAFT CAPABILITIES: VIDEO SYNTHETIC APERTURE RADARS. PART 2



К.А. Занин¹,
доктор технических наук,
zaninka@laspace.ru;
K.A. Zanin



И.В. Москатиньев¹,
кандидат
технических наук,
moskatinevIV@laspace.ru;
I.V. Moskatinev



А.Ю. Демидов¹,
demidovAIU@laspace.ru;
A.IU. Demidov

Проведён анализ показателей качества радиолокационного изображения, формируемого современными видеорадиолокаторами с синтезированной апертурой (Video SAR). Предложена математическая модель, позволяющая учитывать влияние некогерентного накопления на разрешающую способность и другие показатели качества.

Показано, что общепринятый критерий ширины функции рассеяния точки не позволяет учитывать влияние некогерентного суммирования изображений на пространственную разрешающую способность.

Проведена оценка улучшения разрешающей способности по критериям Рэлея, Спэрроу и Аббе. Получено выражение для функции передачи модуляции контраста информационного тракта для различных коэффициентов некогерентности. Определена предельная пространственная частота, позволяющая связать разрешающую способность с радиометрической чувствительностью.

The article covers analysis of quality indicators of the radar image generated by modern video synthetic aperture radars (Video SAR).

A mathematical model is proposed capable of considering effect of incoherent accumulation over resolution and other quality indicators.

It is shown that the generally accepted criterion for the width of the point scattering function does not allow considering the effect of incoherent summation of images on spatial resolution.

An assessment of the resolution improvement was carried out according to the criteria of Rayleigh, Sparrow and Abbe. An expression is obtained for the transmission function of the information path contrast modulation for various incoherence coefficients. The limiting spatial frequency has been determined, enabling the resolution and radiometric sensitivity association.

¹ АО «НПО Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.

Lavochkin Association, JSC, Russia, Moscow region, Khimki.

Ключевые слова: видеорадиолокатор синтезированной апертуры; радиолокационное изображение; показатели качества; пространственная разрешающая способность; некогерентное накопление; частичная когерентность; критерий Рэлея; критерий Аббе; функция передачи модуляции; частотно-контрастная характеристика.

1. Оценка пространственной разрешающей способности

Обычно считается, что некогерентное накопление улучшает только радиометрические характеристики РСА, не изменяя его разрешающей способности.

Разрешающая способность РСА может оцениваться по ширине аппаратной функции: $\rho_a = \lambda R_n / (2V_n T_k)$ – по азимутальной координате; $\rho_r = c_0 / (2F_m \sin z)$ – по координате дальности.

Величины ρ_a и ρ_r соответствуют положению первого нуля функции sinc. Далее будем считать, что ширина аппаратной функции когерентной апертуры одинакова по обеим координатам: $\rho_k = \rho_a = \rho_r$.

Для наглядности дальнейших расчётов удобно перейти к нормированной функции отклика и считать, что $\rho_k = 1$. Тогда:

$$\Phi(x) = \text{sinc}(\pi x) \text{ и } K(x) = \text{sinc}(\pi s x).$$

Оценку разрешающей способности частично-когерентной системы проведём по следующим критериям:

- ширина функции рассеяния точки (аппаратной функции);
- расстояние между двумя объектами, на котором разность (контраст) между максимумом и минимумом функции распределения интенсивности достигает величины, определённой по критериям Рэлея, Спэрроу, Аббе и др. (Abbe E., 1882; Rayleigh L., 1879; Aert S.V., Dyck D.V., 2006);
- пространственная частота, на которой функция передачи модуляции (контраст) периодического тестового объекта уменьшается до предельной заданной величины.

Критерии, построенные на функции модуляции, применяются в оптико-электронных комплексах и позволяют более точно оценивать разрешающую способность и другие показатели качества изображения. Их применимость для случая РСА показана в (Занин К.А., Москатиньев И.В., 2021).

2. Оценка ширины функции рассеяния

Наиболее распространённым критерием разрешающей способности РСА является ширина функции рассеяния (аппаратной функции), определяемая значением 0,5 (–3 дБ). В случае функции рассеяния типа

Keywords: video synthetic aperture radar; radar image; quality indicators; spatial resolution; incoherent accumulation; partial coherence; Rayleigh criterion; Abbe criterion; modulation transmission function; frequency-contrast characteristic.

sinc уровень 0,5 (–3 дБ) соответствует расстоянию $\rho_{0,5} = 0,886\rho_k$ (Карпов В.В и др., 2017).

Амплитуда рассеяния точечного объекта определяется дельта-функцией $A(x) = \delta(x)$. Согласно свойствам свёртки, получим импульсный отклик (функцию рассеяния) частично когерентной системы:

$$I_\delta(x) = \Phi(x)\Phi^*(x) \int K(\xi)d\xi.$$

Учитывая, что $\int K(\xi)d\xi = 1$ имеем

$$I_\delta(x) = \Phi(x)^2.$$

Подробная методика вычисления $I_\delta(x)$ с учётом амплитудных и фазовых ошибок приведена в (Занин К.А., 2022).

Полученный результат показывает, что распределение мощности в функции рассеяния точечного объекта в идеальном случае не зависит от степени когерентности. Оценка разрешающей способности по критерию $\rho_{0,5} = 0,886$ не изменяется.

Тем не менее, в случае некогерентного накопления визуальные свойства радиолокационного изображения улучшаются и приближаются к оптическому; изменяются его статистические свойства (Занин К.А. и др., 2023).

Очевидно, что определение разрешающей способности РСА по ширине аппаратной функции в случае некогерентного накопления не обладает полной достоверностью. Необходимо использовать более сложные критерии, учитывающие связь между пространственным и радиометрическим разрешением.

3. Оценка контраста изображения двух точечных объектов

Амплитуда рассеяния двух точечных объектов, расположенных на расстоянии ρ ($\pm\rho/2$ относительно 0), определяется выражением:

$$A(x) = \delta(-\rho/2) + \delta(\rho/2). \quad (1)$$

Выражение (1) вычисляется в аналитическом виде (Hopkins H.H., 1951):

$$I(x) = \Phi(x-\rho/2)^2 + \Phi(x+\rho/2)^2 + 2\gamma_{12}\Phi(x-\rho/2)\Phi(x+\rho/2)\cos\psi, \quad (2)$$

где $\gamma_{12} = \text{sinc}(\pi s\rho)$ – коэффициент фазовой когерентности двух точечных объектов; ψ – разность фаз между двумя объектами.

Зависимость коэффициентов s и γ_{12} при $\rho=1$ (критерий Рэлея) от количества некогерентно суммируемых изображений приводится на рисунке 1. Заметим, что при $N_{\text{л}} \rightarrow \infty$ коэффициент некогерентности $s \rightarrow 1$ и $\gamma_{12} \rightarrow 0$.

С использованием выражения (2) проведено моделирование сложения интенсивности сигнала двух точечных объектов различных значений коэффициента некогерентности.

На рисунке 2 показана зависимость интенсивности сигнала двух точечных объектов с $\psi=0$, расположенных на относительном расстоянии $\rho=1$. Этот случай соответствует классическому критерию Рэлея (Rayleigh L., 1879), когда максимум интенсивности первого объекта совпадает с первым минимумом второго.

Минимум интенсивности сигнала в случае полной некогерентности (отсутствия интерференции) равен $\approx 0,8$ от максимума, что согласно критерию Рэлея позволяет различать два точечных объекта с контрастом 0,2.

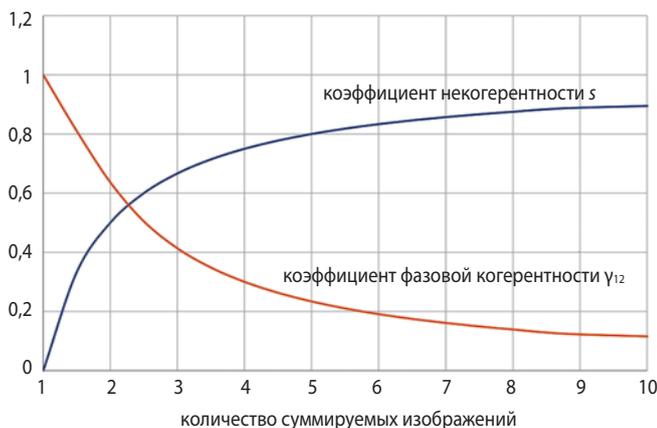
Анализ зависимостей показывает, что разрешение двух объектов возможно при $s > 0,75$, а это требует некогерентного накопления не менее четырёх изображений. Для $s=0,9$ и $N_{\text{л}}=10$ перепад интенсивностей равен 0,1, т.е. примерно в два раза меньше, чем для полностью некогерентной системы.

Рассмотрим возможность разрешения двух точечных объектов на различных расстояниях ρ . Мерой раздельной видимости двух точечных объектов является контраст по Веберу:

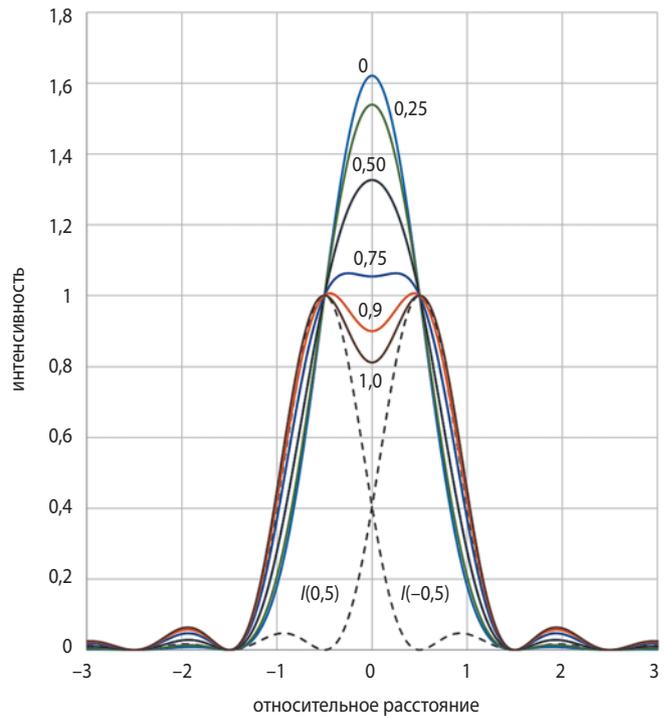
$$K_{\text{В}} = (I_{\text{max}} - I_{\text{min}}) / I_{\text{max}},$$

где I_{max} , I_{min} – интенсивность в максимуме и минимуме соответственно. Согласно критерию Рэлея для разрешения необходимо $K_{\text{В}} \geq 0,2$.

В идеальном случае фазовые и амплитудные ошибки отсутствуют, $\Phi()$ осесимметрична и $\Phi(0)=1$. Учитывая, что максимум интенсивности достигается



рисунк 1. Зависимость коэффициента некогерентности от количества некогерентно суммируемых изображений



рисунк 2. Интенсивность сигнала от двух точечных источников для различных коэффициентов некогерентности s : 0 ($N_{\text{л}}=1$); 0,25 ($N_{\text{л}}=1,3$); 0,5 ($N_{\text{л}}=2$); 0,75 ($N_{\text{л}}=4$); 0,9 ($N_{\text{л}}=9$); 1,0 ($N_{\text{л}} \rightarrow \infty$)

примерно в точках с координатами $x = \pm \rho/2$, а минимум в точке $x=0$, с учётом (2) получим выражения:

$$I_{\text{max}} = 1 + \Phi(\rho)^2 + 2\gamma_{12}\Phi(\rho)\cos\psi,$$

$$I_{\text{min}} = 2\Phi(\rho/2)^2(1 + \gamma_{12}\cos\psi).$$

На рисунке 3 приводится зависимость контраста изображения двух точечных объектов от коэффициента некогерентности и относительного расстояния между ними.

Заметим, что в идеальном случае полной некогерентности разрешение по критерию Спэрроу приближается к ширине аппаратной функции по уровню 0,5 (-3 дБ).

4. Оценка функции передачи модуляции

Комплексный коэффициент рассеяния наблюдаемого объекта можно представить суммой ряда гармонических колебаний, зависящих от пространственной частоты. Пространственная частота в этом случае имеет аналог обычной частоты при задании коэффициента отражения в виде функции координаты, а не времени (Ллойд Дж., 1987).

В качестве тестового объекта для оценки разрешающей способности в этом случае используется тестовая мира с прямоугольным или гармоническим законом изменения амплитуды:

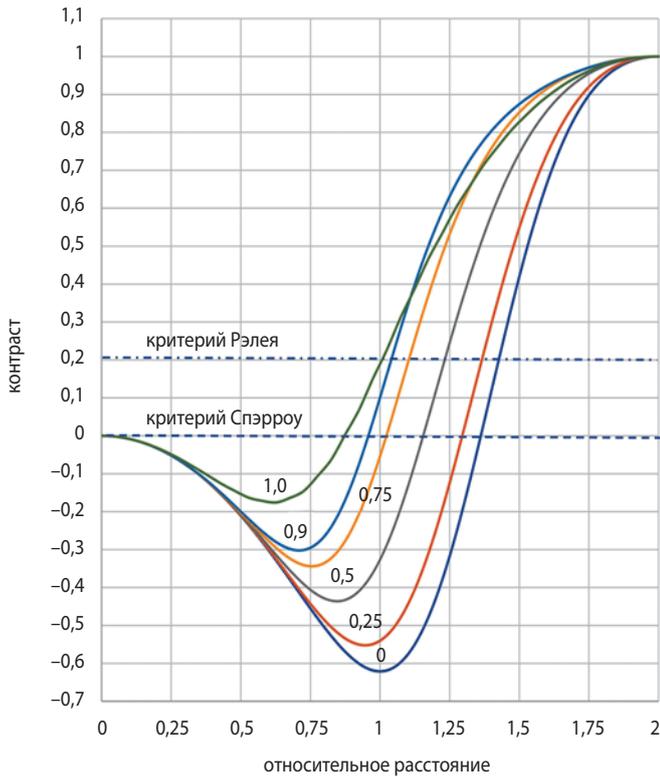


рисунок 3. Зависимость контраста изображения двух точечных объектов от коэффициента некогерентности и относительного расстояния

$$A(v) = A_{cp} + \Delta A \cos(2\pi v), \quad (3)$$

где A_{cp} – среднее значение амплитуды; ΔA – амплитуда ($\Delta A \leq A_{cp}$); $v = x^{-1}$ – пространственная частота.

Функция передачи контраста амплитуды в зависимости от пространственной частоты определяется преобразованием Фурье от функции рассеяния точечного объекта:

$$T(v) = F(I_{\delta}(x)),$$

где $v = x^{-1}$ – пространственная частота.

В (Занин К.А., 2020) показано, что функция передачи модуляции по интенсивности в РСА определяется с учётом фазово-частотной характеристики:

$$T_k(v) \approx |T(v)| \cos \psi(v).$$

В первом приближении будем считать, что фазовый множитель равен нулю $\psi(v) = 0$ (фазовые искажения отсутствуют). Анализ разрешающей способности частично-когерентной системы также удобно проводить для нормированной пространственной частоты:

$$v = v/v_{max}, \text{ где } v_{max} = \rho_k^{-1}.$$

Мерой способности разрешать перепады сигнала миры (3) является контраст изображения по Максвеллу:

$$K_M = (I_{max} - I_{min}) / (I_{max} + I_{min}).$$

С увеличением пространственной частоты v функция передачи модуляции убывает $T(v)$ и стремится

к нулю. В результате находится такая пространственная частота, на которой наблюдаемый контраст миры превышает заданный порог $T(v_p) \geq K_p$, где K_p – минимальный распознаваемый контраст.

Определению пороговых характеристик различных систем посвящено большое количество литературы (Ллойд Дж., 1987; Роуз А., 1977; Чугуй Ю.В., 2018). В дальнейшем для упрощения будем полагать, что мира имеет единичный контраст и $K_p = 0$, что соответствует предельному случаю для идеальной системы.

Применяя преобразование Фурье к выражению (3) и воспользовавшись свойствами преобразования Фурье, получим выражение для ФПМ частично-когерентной системы:

$$T(v) = T_k(v) \otimes (T_k(v) T_n(v)), \quad (5)$$

где $T_k(v)$ – функция передачи модуляции когерентной системы; $T_n(v)$ – функция передачи модуляции когерентности.

Результат вычисления функции передачи модуляции для различных s показан на рисунке 4.

При $s=0$ функция передачи модуляции соответствует когерентной системе, ФПМ РСА имеет вид прямоугольной функции с границами $\pm 0,5$. Таким образом, определение максимальной пропускаемой частоты не зависит от разрешаемого контраста и пространственное разрешение соответствует критерию Аббе: $\rho \approx 2\rho_k$.

Для частично-когерентной системы $0 < s < 1$ ФПМ имеет вид трапеции с максимальной пропускаемой частотой $v_p \leq 0,5(1+s)$; соответствующее пространственное разрешение $\rho \geq 2\rho_k / (1+s)$, где $s = 1 - 1/N_d$.

При полностью некогерентной системе $s \rightarrow 1$ пространственное разрешение соответствует оптическому: $\rho \approx \rho_k$.

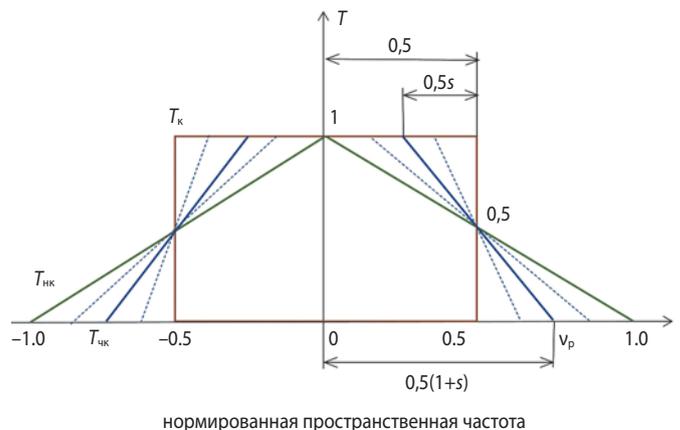


рисунок 4. Функция передачи модуляции (частотно-контрастная характеристика) РСА с некогерентным накоплением:

- T_k – когерентной системы;
- $T_{чк}$ – частично-когерентной системы (для различных s);
- $T_{нк}$ – некогерентной системы

АНАЛИЗ ВОЗМОЖНОСТЕЙ НОВОГО КЛАССА ЗАРУБЕЖНЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ – ВИДЕОРАДИОЛОКАТОРОВ С СИНТЕЗИРОВАНИЕМ АПЕРТУРЫ. ЧАСТЬ 2

таблица 1 – Зависимость разрешающей способности от коэффициента некогерентности для различных критериев

количество некогерентно суммируемых изображений	1	1,3	2	4	9	∞
коэффициент некогерентности	0	0,25	0,50	0,75	0,90	1,00
коэффициент фазовой когерентности при $\rho=1$	1,00	0,90	0,64	0,30	0,11	0,00
разрешающая способность по критерию Спэрроу	1,35	1,27	1,17	1,02	0,97	0,87
разрешающая способность по критерию Рэля	1,42	1,37	1,23	1,10	1,05	1,00
разрешающая способность по предельной пространственной частоте	2,0	1,60	1,33	1,14	1,05	1,00

таблица 2 – Улучшение радиометрических показателей радиолокационного изображения при некогерентном накоплении

количество некогерентно суммируемых изображений	1	2	4	6	9
улучшение шумового эквивалента	1,4 (-1,5 дБ)	1,7 (-2,4 дБ)	2 (-3 дБ)	2,5 (23,9 дБ)	3 (-4,8 дБ)
радиометрическое разрешение (по двум площадкам)	2 (3,0 дБ)	1,7 (2,3 дБ)	1,5 (1,8 дБ)	1,4 (1,5 дБ)	1,2 (0,9 дБ)
требуемое для распознавания двух точечных объектов отношение сигнал – шум *)	14,0 (11,5 дБ)	8,2 (9,1 дБ)	5,3 (7,2 дБ)	4,2 (6,1 дБ)	3,5 (5,4 дБ)
Примечание – *) Указанное отношение сигнал-шум имеет физический смысл необходимого превышения интенсивности максимума точечных объектов над фоном при условии их раздельного распознавания с вероятностью $P>0,8$ и ложной тревоги $D<0,001$.					

таблица 3 – Свойства частичной когерентности радиолокационного изображения

количество некогерентно суммируемых изображений	коэффициент некогерентности	свойства
от 1 до 4	$<0,75$	когерентная
от 4 до 9	от 0,75 до 0,90	частично-когерентная
больше 20	$>0,95$	полностью некогерентная

5. Анализ результатов

В таблице 1 приводится оценка разрешающей способности по критериям Спэрроу ($K_B=0$), Рэля ($K_B=0,2$) и предельной пространственной частоты ($K_M=0$ и $\rho \approx \nu_p^{-1}$).

Из таблицы 1 следует, что, кроме улучшения шумового эквивалента существенно уменьшается отношение сигнал-шум, требуемое для раздельного распознавания двух точечных объектов. При больших количествах некогерентно накапливаемых изображений требуемое отношение сигнал – шум приближается к значениям, аналогичным оптической системе.

Оценка улучшения радиометрических характеристик при некогерентном накоплении приводится в таблице 2 (Занин К.А. и др., 2023).

Анализ результатов (таблица 3) показывает, что оптические свойства РЛИ начинают проявляться при некогерентном суммировании более четырёх изображений, практически приближаясь к оптическим при девяти кадрах. Полные оптические свойства соответствуют накоплению 20 и более изображений.

Оценка разрешающей способности по различным критериям (таблица 1) при некогерентном суммировании четырёх изображений отличается не более чем на 12% и далее практически приближается к критерию Рэля.

Разрешение по критерию Спэрроу (нулевой контраст) приближается к ширине аппаратной функции по уровню 0,5(-3 дБ) в идеальном случае полной некогерентности. Таким образом, реализация разрешающей способности, равной ширине аппаратной функции, практически не достижима на практике.

При некогерентном накоплении девяти кадров разрешающая способность улучшается для точечного объекта в 1,4 раза, для гармонической миры – в 1,9 раза. Радиометрическое разрешение по двум равномерным площадкам улучшается в 1,58 раз (-2,1 дБ), а удельный шумовой эквивалент – в три раза (-4,8 дБ). Требования к отношению сигнал – шум для обнаружения перепада интенсивностей точечного объекта улучшаются в четыре раза (-6 дБ).

заключение

В статье проведён анализ улучшения показателей качества зарубежных КА РЛИ нового поколения с режимом Video SAR.

Разработаны адаптированная к PCA методика и математическая модель оценки показателей качества при некогерентном накоплении РЛИ. Анализ результатов показал, что в PCA нового поколения существенно улучшаются не только радиометрические характеристики, но и пространственная разрешающая способность. Новый класс PCA по качеству РЛИ

приближается к современным КА оптико-электронного наблюдения, поэтому предлагается применять для них термин – «оптический локатор».

Показано, что общепринятый критерий оценки пространственной разрешающей способности реализуется только при некогерентном накоплении большого количества кадров РЛИ. При съёмке одиночного кадра пространственная разрешающая способность РСА примерно в 1,5–2 раза хуже ширины функции рассеяния точки, что соответствует критерию Аббе для полной когерентности.

В случае некогерентного накопления более десяти кадров РЛИ пространственная разрешающая способность улучшается в 1,5–2 раза и приближается к значениям, достигаемым в оптической системе по критерию Рэлея, что примерно соответствует ширине функции рассеяния точки.

Таким образом, оценка пространственной разрешающей способности частично-когерентного РЛИ по общепринятому критерию ширины функции рассеяния точки не позволяет учитывать влияние улучшения радиометрических показатели. Поэтому для РСА нового типа необходимо адаптировать существующие в оптико-электронных комплексах критерии, основанные на контрасте изображения точечных объектов, функции передачи модуляции гармонической миры или изображения резкого края.

Приближение свойств РЛИ к оптическим позволяет осуществлять дальнейшее улучшение показателей качества. Существенное уменьшение влияния спекл-шума при некогерентном накоплении выводит на первый план показатель удельного шумового эквивалента, который зависит от энергетического потенциала РСА.

Дальнейший рост ширины полосы излучаемого сигнала и интервалов времени синтеза не реализуем в силу ограничений, вызванных фазовой и амплитудной стабильностью прохождения сигнала через ионосферу и тропосферу и тракт РСА. Поэтому основным направлением развития зарубежных оптических локаторов в ближайшее время будет увеличение энергетического потенциала (излучаемой мощности и коэффициента усиления антенн) для снижения собственных шумов и улучшения шумового эквивалента (Груздов В.В. и др., 2013; Енишерлова К.Л. и др., 2019).

Такая тенденция наблюдается на КА Capella Acadia (увеличение массы и мощности) и КА Umbra (увеличение размера антенны).

список литературы

Груздов В.В., Колковский Ю.В., Миннебаев В.М. СВЧ-электроника на основе нитрида галлия – основное направление создания радиоэлектронных систем // Электронная техника. 2013. № 2. С. 88-101.

Енишерлова К.Л., Колковский Ю.В., Медведев Б.К. и др. Анализ влияния ряда конструкторско-технологических факторов на параметры мощных ALGAN/GAN/SIC HEMT транзисторов // Электронная техника. Сер. 2. Полупроводниковые приборы. 2019. № 2. С. 4-29.

Занин К.А. Методические аспекты оценки пространственного разрешения радиолокационных изображений с учётом качества информационного тракта // Космонавтика и ракетостроение. № 1. 2022. С. 32-47.

Занин К.А. Обобщённый метод определения разрешающей способности радиолокатора с синтезированием апертуры // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2020. № 1. С.4-12.

Занин К.А., Москатиньев И.В. Основные подходы к априорной оценке качества сквозного информационного тракта космического радиолокатора с синтезированием апертуры // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2021. № 2. С. 8-16.

Занин К.А., Москатиньев И.В., Демидов А.Ю. Разработка обобщённых критериев разрешающей способности для различных типов космических систем наблюдения // Вестник им. НПО Лавочкина. 2023. № 1. С. 12-20.

Карпов В.В., Костров О.А., Толстов Е.Ф. Сравнительный анализ двух критериев и методов измерения пространственного разрешения РЛС при радиолокации и радиовидении // Радиотехнические и телекоммуникационные системы. 2017. № 3. С. 30-42.

Ллойд Дж. Системы тепловидения. М.: Мир, 1987. 414 с.

Роуз А. Зрение человека и электронное зрение: пер. с англ. М.: Мир, 1977. 216 с.

Чугуй Ю.В. Расчет и анализ импульсного отклика проекционных пространственно-неинвариантных систем // Автометрия. 2018. № 6. С. 34–47.

Abbe E. The Relation of Aperture and Power in the Microscope // Journal of the Royal Microscopical Society. 1882. Vol. 2. P. 300-309.

Aert S.V., Dyck D.V. Resolution of Coherent and Incoherent Imaging Systems Reconsidered – Classical Criteria and a Statistical Alternative // Optics Express. 2006. Vol. 14, № 9. P. 3830-3839.

Hopkins H.H. The concept of partial coherence in optics // Proceedings of the Royal Society. 1951. A208. P. 263-277.

Rayleigh L. Investigations in Optics, with Special Reference to the Spectroscope // Philosophical magazine and journal of science. 1879. Vol. 8. P. 261-274.

Статья поступила в редакцию 20.12.2023

Статья после доработки 20.12.2023

Статья принята к публикации 20.12.2023

СТРАТОСФЕРНЫЕ СИСТЕМЫ НАБЛЮДЕНИЯ ОТКРЫВАЮТ НОВЫЕ ВОЗМОЖНОСТИ ДЛЯ КОСМИЧЕСКИХ ИССЛЕДОВАНИЙ



Н.Н. Клименко¹,
кандидат технических наук,
KlimenkoNN@laspace.ru;
N.N. Klimenko

В статье анализируются особенности применения и новые возможности, предоставляемые современными стратостатными системами Swifty, SuperBIT, ASTHROS.

Ключевые слова:
стратосфера; система наблюдения;
стратостатная система;
искусственный интеллект; машинное обучение.

Стратосферные системы наблюдения стали заметным фактором повышения эффективности решения ряда прикладных задач, ранее возлагаемых на космические средства. Это обусловлено уникальными возможностями стратостатов по длительному наблюдению больших районов с высоким разрешением, а также новыми возможностями по проведению космических исследований при значительно меньших затратах.

Усиление тенденции к применению стратосферных систем наблюдения особенно проявилось с разработкой управляемых стратостатов на базе современных систем управления движением стратостатов, обеспечивающих их перемещение по заданному маршруту и барражирование в течение продолжительного времени над заданным районом, с использованием закономерностей перемещения воздушных масс в стратосфере. Этому также способствовали уникальные

¹ АО «НПО Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.

STRATOSPHERIC SURVEILLANCE SYSTEMS ENABLE NEW CAPABILITIES FOR SPACE RESEARCHES



Д.С. Хмель¹,
KHmelDS@laspace.ru;
D.S. Khmel

Peculiarities of deployment and new capabilities of advanced stratospheric systems, such as Swifty, SuperBIT, ASTHROS are analyzed in the article

Key words:
stratosphere; surveillance system;
stratostat system;
AI/ML.

разработки в области телескопических комплексов для наблюдения удалённых космических объектов, открывающие новые возможности для проведения астрофизических исследований.

Типовая структура и предназначение основных составных частей управляемого стратостата приведена на рисунке 1.

В основу управления движением стратостата положены установленные свойства движения воздушных потоков (или ветра) в стратосфере, состоящие в том, что у них на разных высотах различные направление и скорость. Проведённые интенсивные исследования этих свойств позволили создать компьютерную модель для прогнозирования метеообстановки по трассе полёта и формирования высотного профиля полёта в соответствии с программой полёта с использованием алгоритмов искусственного интеллекта и машинного обучения. По существу, бортовой

Lavochkin Association, JSC, Russia, Moscow region, Khimki.



рисунок 1. Структура и состав управляемого стратостата

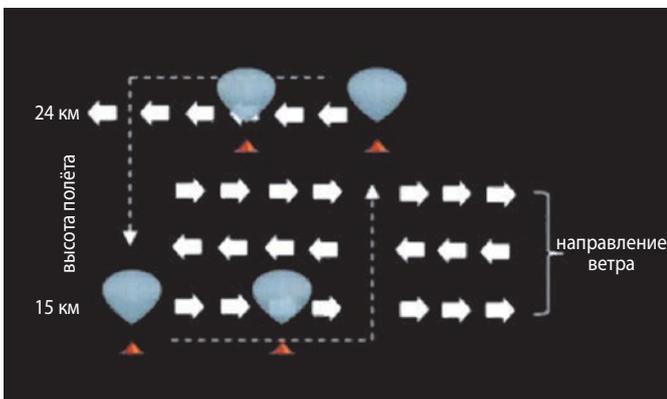


рисунок 2. Использование изменения направления ветра на различных высотах для управления движением стратостата

компьютер непрерывно «подбирает» высоту, на которой направление ветра соответствует заданной траектории полёта стратостата. Этот процесс иллюстрируется рисунком 2. А на рисунке 3 схематично показано использование изложенного выше подхода к управлению движением стратостата для обеспечения его барражирования над заданным районом.

Технически управление движением стратостата по заданному маршруту осуществляется за счёт использования наряду с основным баллоном, реализующим лётно-подъёмные операции, вспомогательного баллона, получившего название «баллонет», используемого в качестве своеобразного балласта с изменяемой массой. Масса баллонета регулируется бортовым компрессором по командам компьютера путём изменения соотношения объёмов гелия и воздуха, накачиваемого из внешней среды, что приводит к снижению или увеличению высоты полёта стратостата. Такой способ изменения высоты полёта требует наличия запаса гелия на борту, объём и темп расходования которого влияют на базовые характеристики стратостата, такие как длительность миссии, длительность и радиус барражирования над заданными районами в рамках одной миссии.

К числу наиболее известных и значимых следует отнести стратостатные системы по проектам Swifty stratospheric imaging robot компании Near Space Labs, SuperBIT (Superpressure Balloon-based Imaging Telescope) и ASTHROS (Astrophysics Stratosphere telescope for High-spectral Resolution observations at Submillimeter-wavelength), которые действительно открывают новые возможности для их пользователей, а также имеют предпосылки для дальнейшего развития.

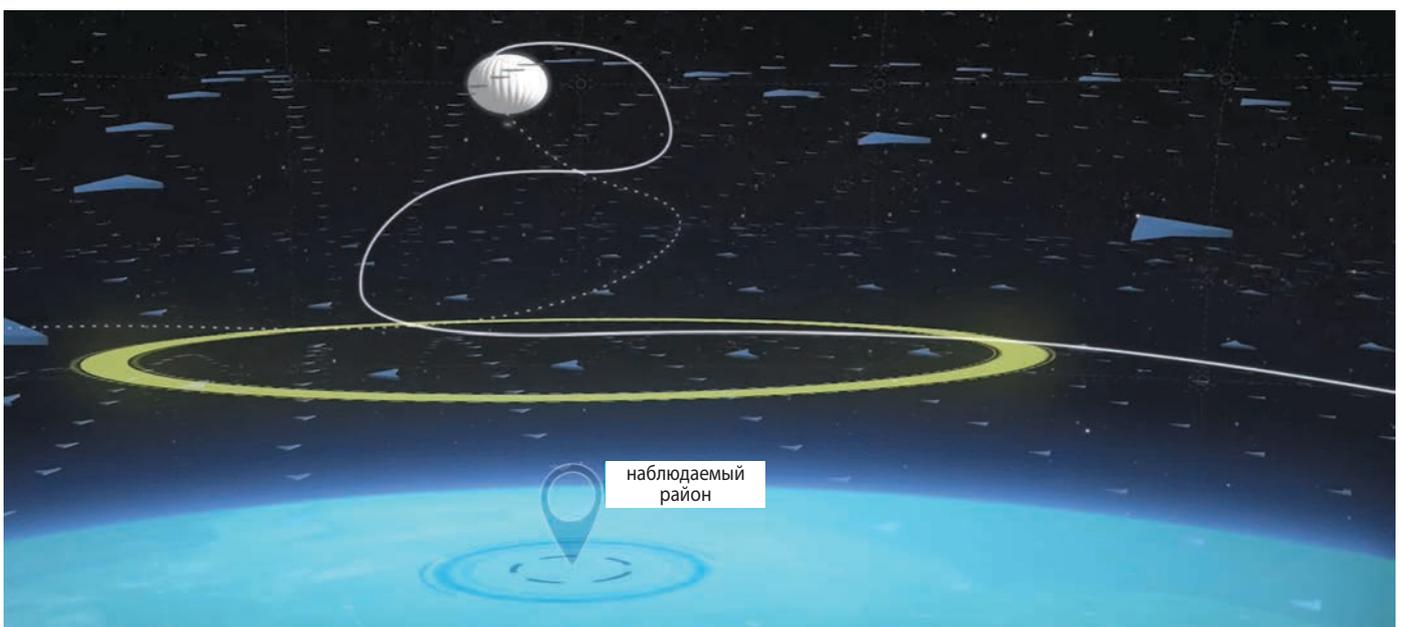


рисунок 3. Траектория движения стратостата при барражировании над заданным районом



рисунок 4. Стратостатная система с роботом Swiftly-3

Стратостатная система компании Near Space Labs представляет собой небольшой робот Swiftly (рисунок 4) с оптико-электронным комплексом на борту метеорологического зонда, запускаемого на высоты 20–25 км при продолжительности беспосадочного полёта в течение 5–7 часов. В настоящее время используется робот третьего поколения Swiftly-3, обеспечивающий съёмку земной поверхности площадью 400–1000 км² за один полёт с разрешением 7–10 см с точностью геопривязки 5 м (*High-resolution high frequency imaging from the stratosphere; Technology – Near Space Labs*). Съёмка ведётся в поле зрения 60 градусов. В течение дня стратостат может осуществить пять таких полётов, что позволяет многократно провести съёмку больших районов за сравнительно короткое время. Первоначальный замысел компании Near Space Labs состоял в проведении ежеквартальной съёмки крупных американских городов и анализе происходящих за это время изменений. Однако уже сейчас заинтересованные пользователи могут получить доступ к их снимкам территории России и стран СНГ с разрешением 10–30 см через российскую компанию Innoter (*Near Space Labs предоставляет доступ к изображениям сверхвысокого разрешения с аэростатов*). В планах компании – выход на мировой рынок геопространственной информации высокого разрешения (*Near Space Labs eyeing to capture all of the Earth*).

Техническая политика компании Near Space Labs, как представляется, направлена, прежде всего, на создание конкурентоспособных бортовых систем наблюдения при максимально возможном использовании существующих метеозондов, а также доступных на рынке мощных средств обработки геопространственной информации, в основе которых – современные технологии искусственного интеллекта

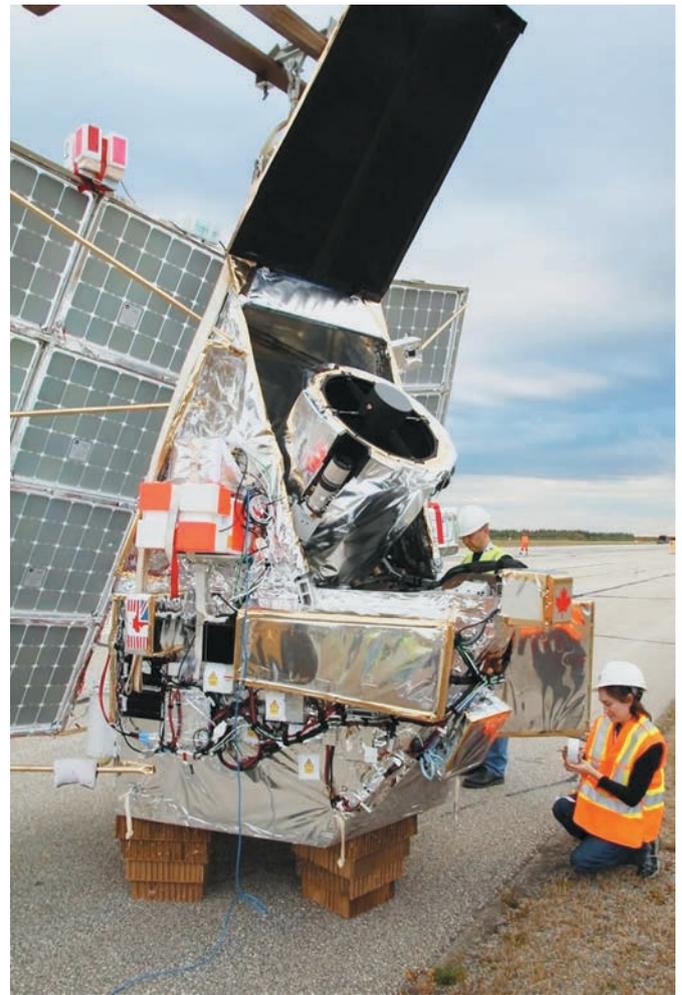


рисунок 5. Внешний вид стратостата с телескопом SuperBIT

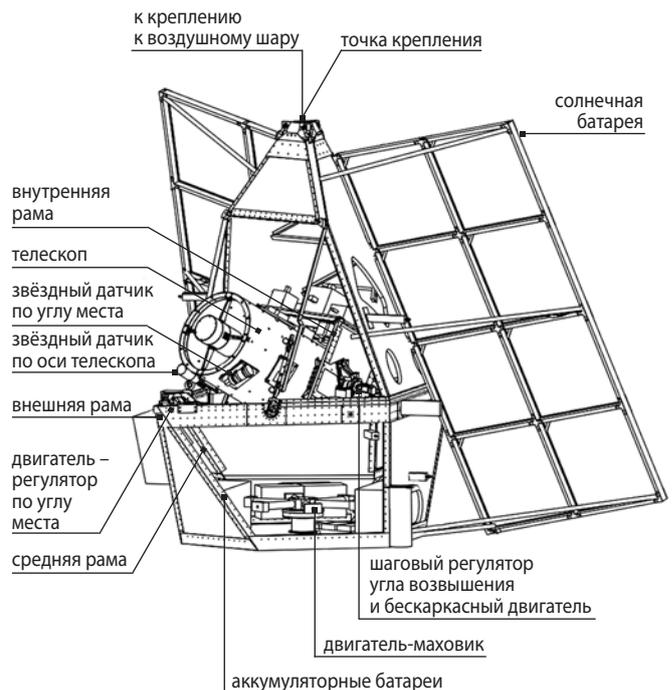


рисунок 6. Схема стратостата с телескопом SuperBIT



рисунок 7. Размещение возвращаемых капсул DRS на стратостате

и машинного обучения, применяемые для обработки аэрокосмической информации. В рамках этой технической политики планируется в ближайшей перспективе применение на борту стратостата аппаратуры ИК и гиперспектральной съёмки (*Near Space Labs to offer 10-centimeter resolution imagery*), а также создание во взаимодействии с рядом стартапных компаний, специализирующихся на обработке

геопространственной информации, соответствующих программно-аппаратных комплексов.

Возможность оперативной многократной съёмки по требованию пользователей территорий, соизмеримых с крупными населёнными пунктами, с предельно возможным разрешением не может не привлечь внимание военных заказчиков в эпоху смещения современных боевых действий непосредственно в населённые пункты. При этом очевидно, что съёмка критически важных населённых пунктов и прилегающих к ним территорий может выполняться с более высокой периодичностью по сравнению с заявленной компанией периодичностью один раз в квартал. Поэтому не исключено планомерное накопление под прикрытием коммерческой деятельности базы данных представляющих интерес городов для использования по двойному назначению.

По проекту SuperBIT тремя университетами и лабораторией JPL под эгидой НАСА создана стратосферная система для астрономических исследований на базе телескопа Риччи – Кретьена с диаметром апертуры 0,5 м и полем зрения 0,5 градуса, работающего в диапазоне волн 90...300 нм на высоте 30–40 км (*SuperBIT (Super Pressure Balloon Imaging Telescope); Welcome to SuperBIT*). Общий вид такой системы при подготовке к запуску, а также её схема приведены на рисунках 5 и 6.

Применение телескопа SuperBIT имело целью наблюдение ряда галактик для проверки наличия и оценивания количества темной материи, а также исследование структуры Вселенной. Для обеспечения высокоточных измерений обеспечивается

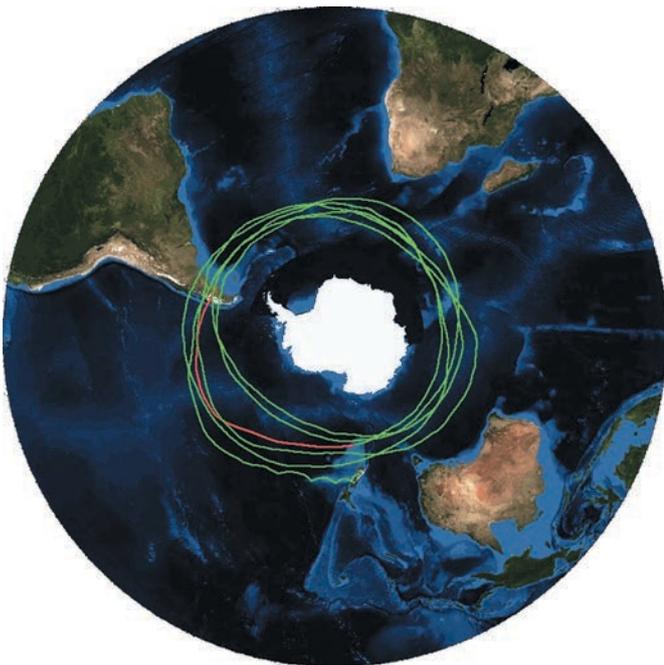


рисунок 8. Трасса полёта стратостата с телескопом SuperBIT

СТРАТОСФЕРНЫЕ СИСТЕМЫ НАБЛЮДЕНИЯ ОТКРЫВАЮТ НОВЫЕ ВОЗМОЖНОСТИ ДЛЯ КОСМИЧЕСКИХ ИССЛЕДОВАНИЙ

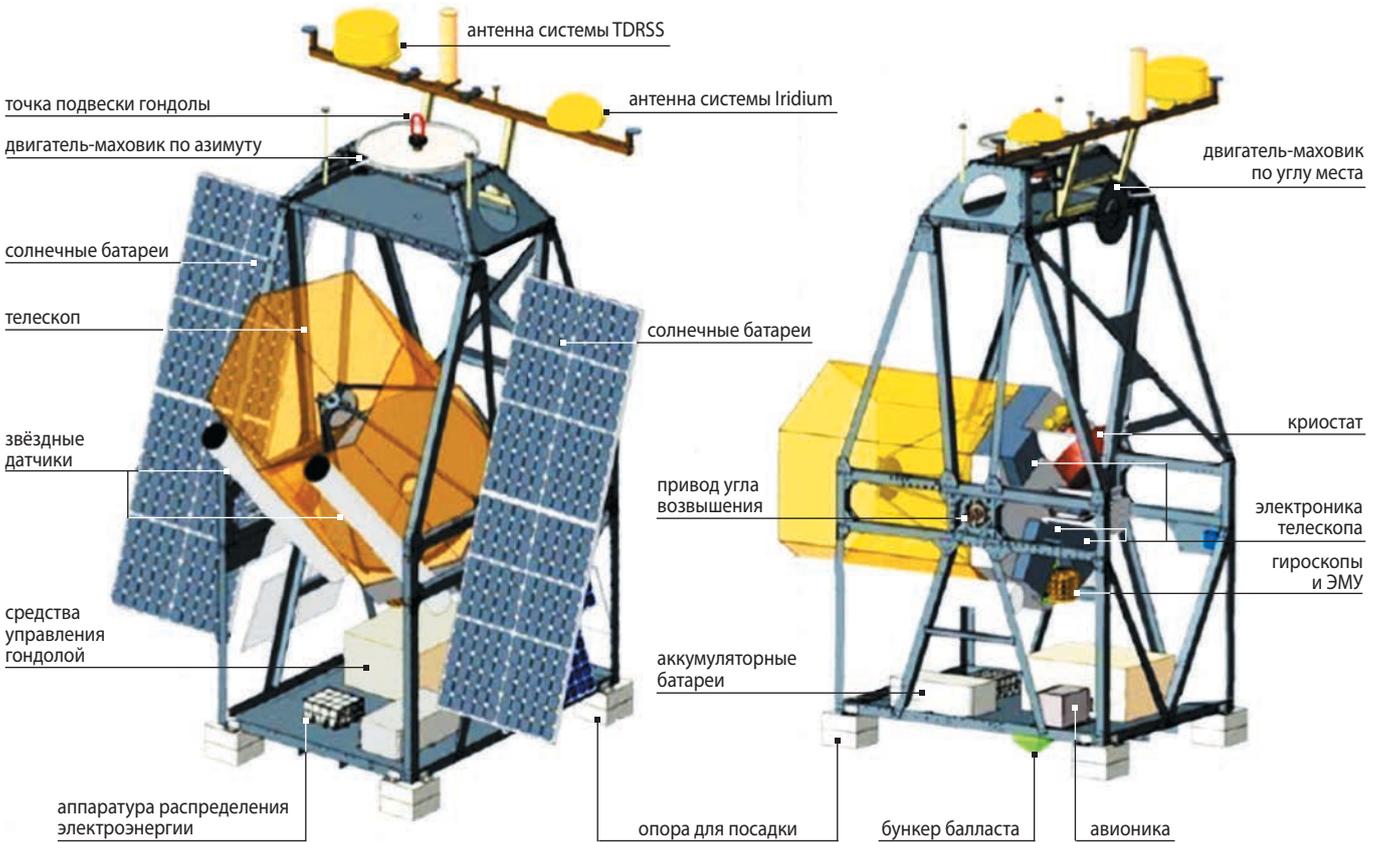


рисунок 9. Стратостатная система по проекту ASTHROS

стабилизация телескопа по трём осям с точностью не хуже 50 мл. арк. с. Для поддержания связи с наземным центром в состав бортовой аппаратуры были включены связные терминалы систем Starlink и TDRSS. Наряду с этим, разработчики бортового комплекса предусмотрели резервный «устаревший» способ доставки информации с помощью спускаемых капсул DRS (Data Recovery System), в состав которых входили процессор Raspberry Pi с твердотельным запоминающим устройством на 5 Тб, приёмник системы GPS и передатчик системы Iridium, а также парашют для доставки капсулы на Землю. При подготовке стратостата к полёту четыре такие капсулы подвешивались под полезной нагрузкой по углам панели солнечной батареи, как показано на рисунке 7.

Стратостат с телескопом SuperBIT был выведен в стратосферу в апреле 2023 года с планируемой продолжительностью полёта 100 суток. Однако в связи с непредвиденной потерей связи со стратостатом было принято решение о досрочном завершении миссии через 40 суток после начала полёта. Предварительно была осуществлена посадка двух капсул с записанной информацией, что, как выяснилось позже, обеспечило успех миссии (*Data downloaded via a parachute from a NASA super-pressure balloon*). За время полёта стратостат совершил 5,5 оборотов вокруг Земли в широтном поясе 40...50 градусов южной широты, как показано на рисунке 8.

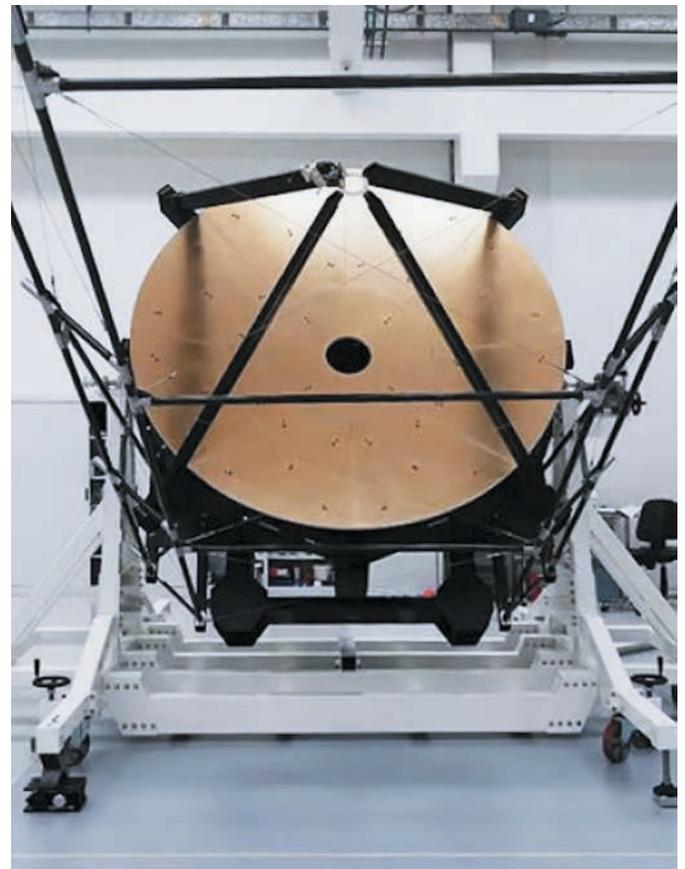


рисунок 10. Сегментированное зеркало телескопа ASTHROS

	2023	2024	2025	2026	2027	2028	2029	2030	2031	2032	2033
 balloon-1	inst. dev.	gon. dev.	I&T	flight	update	flight	update	flight	update	flight	update
 balloon-2	–	inst. dev.	gon. dev.	I&T	flight	update	flight	update	flight	update	flight
 balloon-3	–	–	inst. dev.	gon. dev.	I&T	flight	update	flight	update	flight	update
 balloon-4	–	–	–	inst. dev.	gon. dev.	I&T	flight	update	flight	update	flight
				inst. call obs. call	obs. call						

рисунок 11. График запусков стратостатов по проекту ASTHROS

При посадке самого бортового комплекса в результате нештатной ситуации из-за неотделения его от парашюта произошло разрушение телескопа и всей аппаратуры за исключением твёрдотельных накопителей информации. В настоящее время учёные изучают полученные материалы, а разработчики, несмотря на аварийную посадку, продолжают работу по данному проекту, планируя следующий полёт с телескопом с размером апертуры 1,5 м.

Стратостатная система по проекту ASTHROS представляет собой гигантский шар, наполненный гелием, объёмом 1 млн. м³ и шириной 500 м, с прикрепленной к нему гондолой, несущей уникальный

телескоп с диаметром апертуры 2,5 м и обеспечивающую аппаратуру, представленную на рисунке 9 (*Thermal design of ASTHROS*).

Применение такой астрономической обсерватории на борту стратостата, запускаемого над Антарктидой на высоту до 40 км, имеет целью съёмку галактик Млечный Путь и М83 в области формирования новых звёзд и решение ряда других задач. Съёмка будет производиться в дальнем ИК-диапазоне, что, по оценке специалистов, позволит рассмотреть образование новых звёзд в этих галактиках и построить 3D-карты высокого разрешения распределения и движения газов в наблюдаемых областях с последующим их сравнением с аналогичными картами далёких галактик для изучения процесса формирования и гибели звёзд. Планируемая продолжительность миссии 2–4 недели. За это время стратостат должен совершить 2–3 оборота вокруг Антарктиды. Запуск планировался на декабрь 2023 года, но затем был перенесён НАСА на декабрь 2024 года. При этом сроки запуска синхронизируются с положением ряда небесных целей (*NASA stratospheric balloon mission gets telescope with giant mirror; NASA ASTHROS: stratospheric balloon the size of a football stadium will carry cutting-edge telescope*).

Основной элемент полезной нагрузки – телескоп с 2,5-метровым сегментированным зеркалом (*NASA ASTHROS: stratospheric balloon the size of a football stadium will carry cutting-edge telescope; ASTHROS – astrophysics stratospheric telescope for high-spectral resolution observations at submillimeter-waves: mission overview and development status; ASTHROS*), осуществляющий одновременное наблюдение в двух

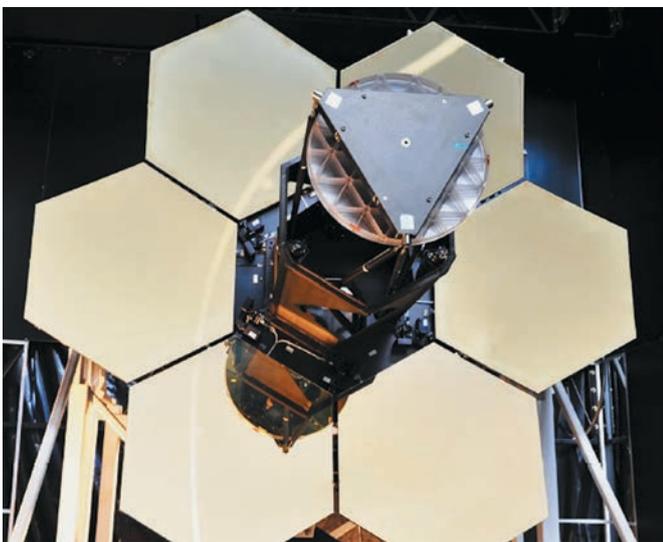


рисунок 12. Сегментированное зеркало для космического телескопа военного назначения

диапазонах частот 1,4...1,5 ТГц и 2,4...2,7 ТГц в поле зрения 65 градусов. Зеркало состоит из девяти сегментов, изготовленных из лёгкого алюминия, и имеет для облегчения сотовую структуру. Поверхность сегментов покрыта никелем и золотом для обеспечения работы в заданных диапазонах частот. Для предотвращения деформации зеркала в полёте предусмотрено его жёсткое крепление к углепластиковой опорной структуре. При предполётной подготовке обеспечивается юстировка сегментов с точностью не хуже 2,5 микрометра. По существу, сегментированное зеркало имеет близкую к идеальной параболическую форму (рисунок 10).

Наряду с телескопом в состав полезной нагрузки стратостатной системы наблюдения также входит двухдиапазонный 4-пиксельный оптико-электронный приёмник с охлаждаемыми до 4 К посредством электрического криостата сверхпроводящими гетеродинными детекторами с высоким спектральным разрешением в 12 угл. арк. мин (*ASTHROS – astrophysics stratospheric telescope for high-spectral resolution observations at submillimeter-waves: mission overview and development status*). Технология изготовления приёмника была апробирована в рамках миссий HIFI/HERSCHEL и STO-2.

Следует отметить, что планируемое, как это следует из графика запусков стратостатов по проекту ASTHROS на рисунке 11, серийное изготовление и применение телескопов на базе сегментированных зеркал – это знаковое событие в области создания крупногабаритных лёгких телескопов как стратостатного, так и космического базирования. Технология создания сегментированных зеркал для космических телескопов, как известно, длительное время и с большими затратами разрабатывалась в рамках проекта JWST. В интересах военного заказчика – управления NRO – также было создано 3-метровое сегментированное зеркало с шестью сегментами для космического телескопа (рисунок 12), которое в демонстрационных и исследовательских целях было передано ещё в 2010 году в НИУ МО Naval

Postgraduate School (*NPS new home for giant segmented mirror space telescope*). Тогда эти разработки рассматривались в качестве уникальных национальных достижений. Разработку итальянской компании Media Lario, видимо, следует рассматривать в качестве пролога к систематическому использованию телескопов с сегментированными зеркалами в космических и стратосферных системах ИК и гиперспектральной съёмки двойного назначения.

В заключение настоящего аналитического обзора отметим нарастающую тенденцию и географическое расширение создания и применения космических и стратосферных систем наблюдения, обусловленные как технологическим прогрессом, так и новыми

вызовами и угрозами, таящимися в стремительно изменяющемся мире. И если рост значимости космического сегмента стал привычным, то включение ведущих стран мира в гонку стратосферных систем наблюдения требует внимательного и вдумчивого осмысления.

список литературы

ASTHROS – astrophysics stratospheric telescope for high-spectral resolution observations at submillimeter-waves: mission overview and development status // URL: nrao.edu (дата обращения: 20.12.2023).

ASTHROS // URL: astro.vaporio.com (дата обращения: 20.12.2023).

ASTHROS: Astrophysics Stratosphere telescope for High-spectral Resolution observations at Submillimeter-wavelength // URL: ui.adsabs.harvard.edu (дата обращения: 20.12.2023).

Data downloaded via a parachute from a NASA super-pressure balloon // URL: www.mdpi.com (дата обращения: 20.12.2023).

High-resolution high frequency imaging from the stratosphere // URL: nearspacelabs.com (дата обращения: 20.12.2023).

NASA ASTHROS: stratospheric balloon the size of a football stadium will carry cutting-edge telescope // URL: saitechdaily.com (дата обращения: 20.12.2023).

NASA stratospheric balloon mission gets telescope with giant mirror // URL: phys.org (дата обращения: 20.12.2023).

Near Space Labs eyeing to capture all of the Earth // URL: ownersmag.com (дата обращения: 20.12.2023).

Near Space Labs to offer 10-centimeter resolution imagery // URL: nearspacelabs.com (дата обращения: 20.12.2023).

Near Space Labs предоставляет доступ к изображениям сверхвысокого разрешения с аэростатов // URL: innoter.com (дата обращения: 20.12.2023).

NPS new home for giant segmented mirror space telescope // URL: nps.edu (дата обращения: 20.12.2023).

SuperBIT (Super Pressure Balloon Imaging Telescope) // URL: stratocat.com.ar (дата обращения: 20.12.2023).

Technology – Near Space Labs // URL: nearspacelabs.com (дата обращения: 20.12.2023).

Thermal design of ASTHROS // URL: https://ttu.-ir.tdl.org (дата обращения: 20.12.2023).

Welcome to SuperBIT // URL: sites.physics.utoronto.ca (дата обращения: 20.12.2023).

Статья поступила в редакцию 09.01.2024

Статья после доработки 10.01.2024

Статья принята к публикации 10.01.2024

К ВОПРОСУ О ВЫБОРЕ РАЦИОНАЛЬНОЙ МЕТОДИКИ ОЦЕНКИ ВЕРОЯТНОСТИ БЕЗОТКАЗНОЙ РАБОТЫ ИЗДЕЛИЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ ПРИ ЛЁТНЫХ ИСПЫТАНИЯХ И ЭКСПЛУАТАЦИИ

ON THE ISSUE OF CHOOSING A RATIONAL METHODOLOGY FOR ASSESSING THE PROBABILITY OF TROUBLE-FREE OPERATION OF ROCKET AND SPACE TECHNOLOGY PRODUCTS DURING FLIGHT TESTS AND OPERATION



А.Ю. Колобов¹,
доцент, кандидат
технических наук,
KolobovAIU@laspace.ru;
A.Yu. Kolobov



Д.С. Блинов²,
профессор, доктор
технических наук,
Dmitriyblinov@mail.ru;
D.S. Blinov



П.О. Скоробогатов³,
доцент, кандидат
технических наук,
Pavel.Skorobogatov@
gmail.com;
P.O. Skorobogatov

Проведено сравнение методов оценки вероятности безотказной работы (ВБР) ракетно-космической техники по результатам лётных испытаний и эксплуатации: метода максимального правдоподобия, метода несмещённых оценок и метода с использованием в качестве предварительной информации проектных оценок. Приведено обоснование корректности применения гипотезы о том, что проектные оценки ВБР изделий ракетно-космической техники однородны с экспериментальными оценками. Показана корректность применения предложенной методики с использованием предварительной информации для оценок надёжности серийной ракетно-космической техники как на этапах лётных испытаний, так и на этапе эксплуатации.

The comparison of methods for estimating the probability of failure-free operation of space rocket equipment based on the results of flight tests and operation is carried out: the maximum likelihood method, the method of unbiased estimates and the method using design estimates as preliminary information. The justification of correctness of application of the hypothesis that design estimates of the probability of failure-free operation of rocket-space equipment products are homogeneous with experimental estimates is given.

¹ АО «НПО Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.
Lavochkin Association, JSC, Russia, Moscow region, Khimki.

² МГТУ им. Н.Э. Баумана, Россия, г. Москва.
Bauman Moscow State Technical University, Russia, Moscow.

³ АО «Корпорация «ВНИИЭМ», Россия, г. Москва.
«VNIIEM Corporation» JC, Russia, Moscow.

Ключевые слова:

*вероятность безотказной работы;
ракетно-космическая техника;
метод наибольшего правдоподобия;
метод несмещённых оценок;
предварительная информация.*

Keywords:

*probability of failure-free operation;
rocket-space engineering;
method of maximum likelihood;
method of unbiased estimates;
preliminary information.*

ВВЕДЕНИЕ

На этапе лётных испытаний (ЛИ) и эксплуатации в рамках контроля выполнения требований надёжности требуется проводить расчётно-экспериментальную оценку ВБР изделия ракетно-космической техники (РКТ).

В настоящее время в технических заданиях (ТЗ) закладываются высокие требования к уровню ВБР. Для космических аппаратов (КА) это 0,8–0,9 (*Клименко Н.Н., 2023, Матвеев Ю.А., 2022*) при сроках активного существования 5–10 лет; ракет-носителей – 0,95–0,97; для разгонных блоков – не менее 0,99.

Для малых выборок подтверждение таких уровней ВБР прямыми традиционными методами невыполнимо. Так, для подтверждения уровня 0,99 в зависимости от метода оценки нужно от 48 до 98 успешных пусков. В этих случаях либо используют статистические данные по изделиям-аналогам, либо подтверждают контрольные, более низкие уровни ВБР, устанавливаемые специальными решениями.

При оценке надёжности на этапах ЛИ и эксплуатации чаще всего используют метод максимального правдоподобия и метод несмещённых оценок.

В работе (*Колобов А.Ю., 2023*) рассмотрен метод расчётно-экспериментальной оценки ВБР изделий РКТ с использованием предварительной информации. В качестве предварительной информации предложено использовать проектные оценки.

Надёжность изделий РКТ в основном зависит от надёжности радиоэлектронной аппаратуры. В основу методик оценки ВБР радиоэлектронной аппаратуры заложены математические модели 22 ЦНИИ МО РФ, представленные в (*Надёжность электрорадиоизделий, 2006*) и основанные на большом статистическом материале по надёжности электрорадиоизделий. Более чем тридцатипятилетнее использование этих моделей показало хорошую сходимость проектных оценок с результатами эксплуатации изделий РКТ.

В соответствии с этим принимаем гипотезу, что проектные оценки ВБР РБФ однородны с экспериментальными оценками по результатам ЛИ и эксплуатации.

Правомерность принятия гипотезы основана на том, что:

- проектные оценки проводятся с использованием больших статистических данных о вероятностных характеристиках электрорадиоизделий (ЭРИ);
- модели 22 ЦНИИ МО применялись в течение многих лет с положительными результатами в промышленности;
- проектные оценки показали достаточно хорошую сходимость с результатами эксплуатации изделий РКТ.

Корректность принятия этой гипотезы показана на примере разгонных блоков «Фрегат» (*Колобов А.Ю., Петров Ю.А., 2023*). В дальнейшем при упоминании этой методики будем использовать сокращение МПИ.

1. Общие положения методик оценки ВБР по результатам ЛИ и эксплуатации

Исходными данными для оценок ВБР РКТ являются: общее количество пусков (применений), количество успешных и неуспешных пусков, количество незачётных пусков.

Незачётными считаются пуски (применения) произведённые:

- с нарушением правил эксплуатации;
- при воздействии внешних факторов, не предусмотренных ТТЗ на разработку
- другими, в каждом конкретном случае.

При сложившейся в отрасли практике, если причина неуспешного пуска (применения) изделия однозначно установлена и устранена, а также выработаны мероприятия, предотвращающие повторение отказа, то после 3–5 успешных применений изделия неуспешный пуск (применение) переводится в разряд «незачётных».

В соответствии с этим в данной работе будем рассматривать только случаи безотказных зачётных испытаний. Случай безотказных испытаний упрощает сравнительный анализ рассматриваемых методов.

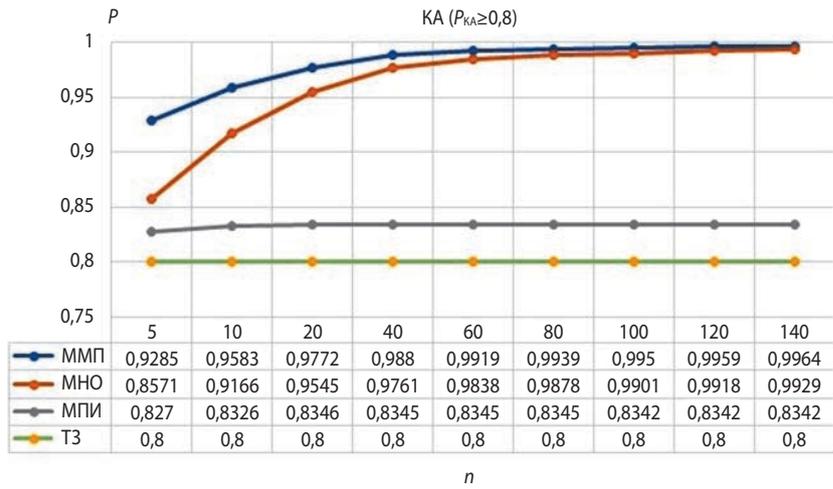


рисунок 1. Результаты оценок ВБР КА с ВБР по ТЗ $P_{KA} \geq 0,8$

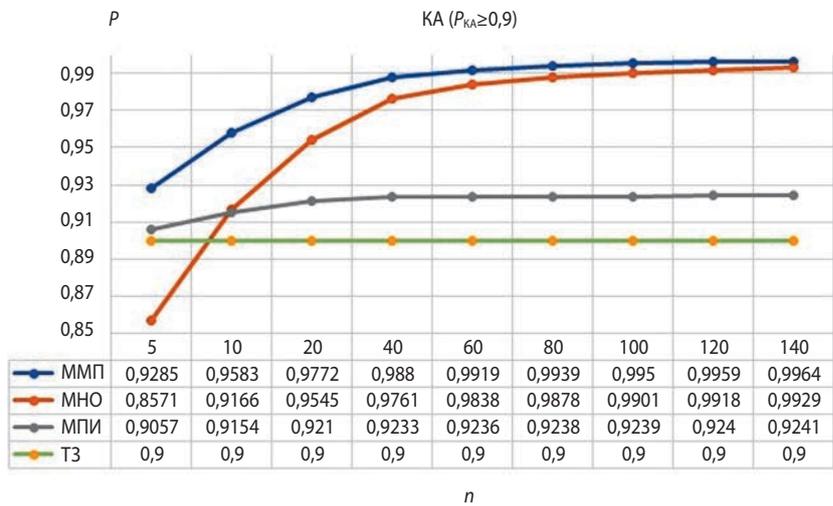


рисунок 2. Результаты оценок ВБР КА с ВБР по ТЗ $P_{KA} \geq 0,9$

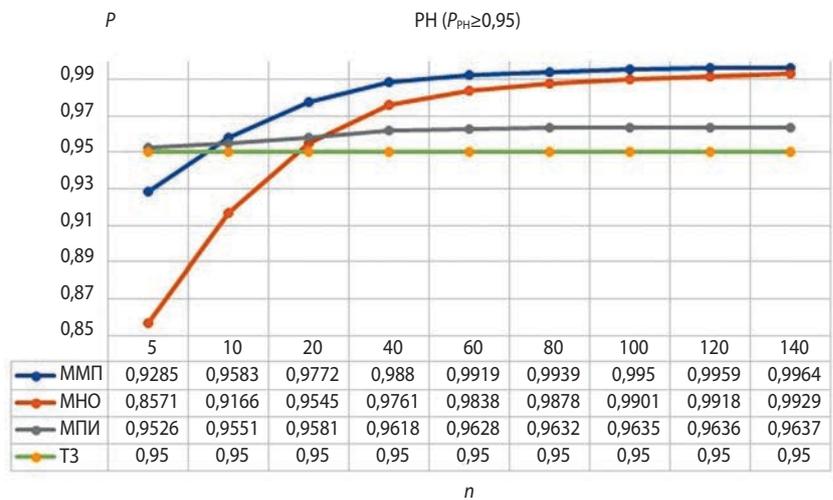


рисунок 3. Результаты оценок ВБР PH с ВБР по ТЗ $P_{PH} \geq 0,95$

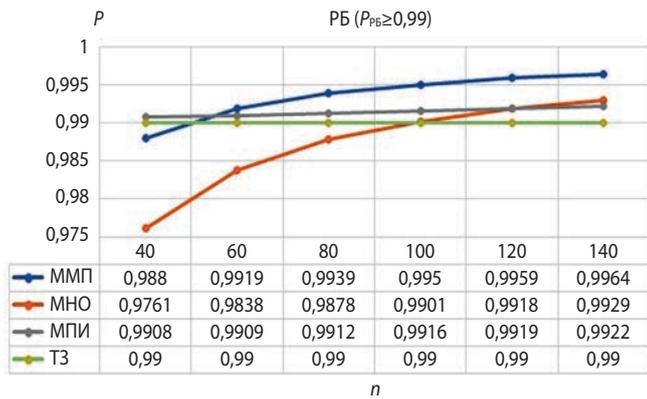


рисунок 4. Результаты оценок ВБР РБ с ВБР по ТЗ $P_{РБ} \geq 0,99$

2. Расчётные выражения для оценок ВБР

При использовании метода максимального правдоподобия (ММП) (Волков Л.И., Шишкевич А.М., 1975; Справочник по прикладной статистике, 1989) оценка ВБР и её среднеквадратическое отклонение (СКО) при отсутствии отказов определяются по формулам

$$\hat{P} = 1 - \frac{1}{2(n+2)}, \quad \hat{\sigma}_{\hat{P}} = \frac{1}{2(n+2)} \sqrt{\frac{5n+7}{n+3}}. \quad (1)$$

ММП считается универсальным и наиболее мощным с точки зрения получения состоятельных несмещённых и эффективных оценок.

Методом несмещённых оценок (МНО), разработанным в 2009 году профессором Военной академии РВСН имени Петра Великого Сухорученковым Б.И. (Сухорученков Б.И., 2010), ВБР изделия и её СКО при отсутствии отказов определяются по формулам

$$\hat{P} = \frac{n+1}{n+2}, \quad \sigma_{\hat{P}}^2 = \frac{(n+1)}{(n+2)^2(n+3)}.$$

Оценки ВБР изделия и её СКО с использованием предварительной информации проводятся по формулам

$$\hat{P} = \hat{P}_0 + K_0 K_b |\hat{P}_1 - \hat{P}_0|;$$

$$\sigma_{\hat{P}}^2 = (K_0 K_b)^2 \sigma_{\hat{P}_1}^2 + (1 - K_0 K_b)^2 \sigma_{\hat{P}_0}^2;$$

$$K_0 = 1 - \Phi(Z);$$

$$K_b = \frac{\sigma_{\hat{P}_0}^2}{\sigma_{\hat{P}_1}^2 + \sigma_{\hat{P}_0}^2}.$$

Корректность объединения данных оценивается по Z-критерию Фишера:

$$Z = \frac{|\hat{P}_1 - \hat{P}_0|}{\sqrt{\sigma_{\hat{P}_1}^2 + \sigma_{\hat{P}_0}^2}} \leq 1,6,$$

где \hat{P}_1 и $\sigma_{\hat{P}_1}^2$ – значения ВБР и дисперсии ВБР по результатам оценки на рассматриваемом этапе без учёта предварительной информации; \hat{P}_0 и $\sigma_{\hat{P}_0}^2$ – значения ВБР и дисперсии ВБР с учётом только предварительной информации.

Далее для метода с использованием предварительной информации используем сокращение МПИ.

Существующие методики проектных оценок ВБР не позволяют оценить их дисперсии.

При использовании проектных оценок ВБР в качестве предварительной информации принимаем гипотезу, что проектные оценки ВБР РБФ однородны с экспериментальными оценками по результатам ЛИ и эксплуатации.

Тогда проектное значение дисперсии ВБР можно получить, подставляя в формулу (1) эквивалентное количество пусков, определяемое по следующей формуле (Колобов А.Ю., Блинов Д.С., Дикун Е.В., 2019):

$$n^* = \frac{1}{2(1 - \hat{P}_0)} - 2.$$

3. Сравнение результатов оценок, полученных ММП, МНО и МПИ

Сравнение проводим при требованиях к ВБР КА на уровнях 0,8 и 0,9, к РН – на уровне 0,95 и к РБ – на уровне 0,99. Для упрощения проведения анализа проектные оценки ВБР изделия принимаем равными требованиям ТЗ.

Зависимости ВБР изделия от количества пусков (применений) получаем для ряда n 5, 10, 20, 40, 60, 80, 100, 120, 140.

На рисунке 1 представлены результаты оценок ВБР КА с заданным уровнем $P_{КА} \geq 0,8$.

Из графика видно, что все три рассматриваемых метода оценок позволяют подтвердить уровень ВБР $P_{КА} \geq 0,8$. При этом методы ММП и МНО дают значительно более высокие оценки, чем метод МПИ. Для малых выборок метод максимального правдоподобия даёт оценки ВБР заметно более высокие, чем метод несмещённых оценок. При достаточно больших выборках (более 60) результаты оценок ММП и МНО практически совпадают.

На рисунке 2 представлены результаты оценок ВБР КА с заданным уровнем $P_{КА} \geq 0,9$.

Для подтверждения заданного уровня ВБР $P_{КА} \geq 0,9$ методом несмещённых оценок требуется не менее 10 успешных испытаний. При этом ММП даёт

значительно более высокие оценки по сравнению с МНО (0,9285 и 0,8571 соответственно). А при $n_* > 60$ оценки ВБР КА начинают превышать 0,99, что уменьшает доверие к оценкам.

В отличие от МНО метод с использованием предварительной информации даже для малых выборок позволяет подтвердить требования ТЗ. При этом для $n_* > 20$ размер выборки практически не влияет на результат оценок.

На рисунке 3 представлены результаты оценок ВБР ракет-носителей для уровня требований ТЗ $P_{PH} \geq 0,95$.

ММП и МНО позволяют подтвердить требования ТЗ $P_{PH} \geq 0,95$ с объёмом выборок $n_* > 10$ и $n_* > 20$ соответственно.

Как и в предыдущих случаях, использование предварительной информации даже при малых выборках позволяет подтвердить требования ТЗ.

На рисунке 4 представлены результаты оценок ВБР разгонных блоков для уровня требований ТЗ $P_{PB} \geq 0,99$.

Из графиков видно, что МПИ позволяет подтвердить требования ТЗ как на этапе ЛИ, так и на этапе эксплуатации. Оценки ВБР при этом имеют адекватные значения.

Для подтверждения требований ТЗ методами ММП и МНО необходимо произвести соответственно 48 и 98 успешных пусков.

Из графиков рисунков 1–4 видно, что предложенный метод оценок надёжности ракетно-космической техники с применением в качестве предварительной информации проектных оценок ВБР позволяет подтвердить требования ТЗ на всех этапах ЛИ и эксплуатации. При этом оценки ВБР рассматриваемого изделия не превышают уровень надёжности, заданный в ТЗ.

Предложенный метод хорошо показывает себя как для малых выборок, так и для больших. То есть метод применим для контроля надёжности серийных изделий, что особенно актуально для решения поставленной перед отечественной ракетно-космической отраслью задачи перехода к поточному производству космических аппаратов. Одна из таких площадок создаётся на базе АО «НПО имени С.А. Лавочкина».

В настоящее время затруднительно оценить точность оценок, полученных традиционными и предложенными методами.

Однако предпочтительность предложенного метода определяется следующим:

1. Предлагаемый метод позволяет на ранних стадиях эксплуатации серийных изделий подтвердить заданные требования надёжности.

2. Из четырёх рассмотренных случаев предлагаемый метод даёт наименьший уровень оценок, незна-

чительно отличающийся от заданного уровня надёжности, что повышает достоверность оценок.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Принятая гипотеза об однородности проектных оценок ВБР изделий РКТ, выполненных по моделям 22 ЦНИИ МО РФ, и оценок, полученных по экспериментальным данным, даёт результат, позволяющий получить достоверные оценки ВБР, подтверждающие требования ТЗ при малых и больших объёмах экспериментальных выборок (как при ЛИ, так и при эксплуатации). Предложенная методика оценки надёжности изделий ракетно-космической техники эффективна для серийных изделий на всех этапах эксплуатации.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

Волков Л.И., Шишкевич А.М. Надёжность летательных аппаратов. М.: Высшая школа, 1975. 296 с.

Гнеденко Б.Н., Беляев А.Д., Соловьев А.Д. Математические методы в теории надёжности. М.: Наука, 1965. 584 с.

Клименко Н.Н. Смена парадигмы: создание и применение псевдокосмических аппаратов как составная часть «новой космической революции» и «новой беспилотной революции» // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2023. № 3. С. 3-18.

Колобов А.Ю., Блинов Д.С., Дикун Е.В. Определение надёжности средств выведения с использованием априорной информации // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2019. № 4. С. 52-55.

Колобов А.Ю., Петров Ю.А. Методика оценки вероятности безотказной работы разгонных блоков по результатам эксплуатации с использованием предварительной информации // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2023. № 4. С. 75-79.

Матвеев Ю.А. Прогнозирование безопасности КА при разработке. Системный подход // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2022. № 4. С. 51-59.

Надёжность электрорадиоизделий: справочник. М.: РНИИ «Электронстандарт», 2006. 641 с.

Справочник по прикладной статистике. В 2-х т.: Пер. с англ. / Под ред. Э. Ллойда, У. Ледермана, Ю.Н. Тюрина. М.: Финансы и статистика, 1989. 510 с.

Сухорученков Б.И. Анализ малой выборки. Прикладные статистические методы. М.: Вузовская книга, 2010. 384 с.

Статья поступила в редакцию 02.04.2024

Статья после доработки 02.04.2024

Статья принята к публикации 02.04.2024

ОПТИМИЗАЦИЯ МЕЖПЛАНЕТНЫХ ТРАЕКТОРИЙ И ГРАВИТАЦИОННЫХ МАНЁВРОВ КА С МАЛОЙ ТЯГОЙ МЕТОДОМ ЛИНЕАРИЗАЦИИ. ЧАСТЬ 1



П.В. Казмерчук¹,
кандидат технических наук,
pavel.kazmerchuk@gmail.com;
P.V. Kazmerchuk

OPTIMIZATION OF THE LOW THRUST SPACECRAFT INTERPLANETARY TRAJECTORIES AND GRAVITY MANEUVERS BY THE LINEARIZATION METHOD. PART 1



Л.В. Вернигора¹,
кандидат технических наук,
vlv@laspace.ru;
L.V. Vernigora

В статье с помощью метода линеаризации решается задача оптимизации межпланетной траектории перелёта и гравитационного манёвра КА с малой тягой. Даются рекомендации по выбору начального приближения. Полученные результаты сравниваются с результатами других авторов.

Ключевые слова:
метод линеаризации;
малая тяга;
нелинейная оптимизация;
гравитационный манёвр.

ВВЕДЕНИЕ

В рамках разработки (Казмерчук П.В., 2015; Казмерчук П.В. ... Детали реализации., 2016; Казмерчук П.В. ... Вычислительные аспекты., 2016) и верификации (Казмерчук П.В., 2018; Вернигора Л.В. и др., 2019; Казмерчук П.В. и др., 2020; Малышев В.В. и др., 2007) модифицированного метода линеаризации (ММЛ) для задач оптимального управления КА с малой тягой были исследованы основные классы задач, связанные с траекторной оптимизацией КА с солнечным парусом и КА с электроракетными двигательными установками (ЭРДУ). Неохваченными остались

The article covers linearization method in an effort to optimize the low-thrust SC interplanetary trajectory and gravity maneuver. An initial approximation selection guidance is provided. The findings are compared to the other authors' results.

Keyword:
linearization method;
low thrust;
nonlinear optimization;
gravity maneuver.

задачи оптимизации межпланетных траекторий, включающих участки проведения гравитационных манёвров. Включение в межпланетную траекторию участков, проходящих вблизи планет, называемых гравитационными (пертурбационными) манёврами, позволяет значительно улучшить (в смысле целевых критериев оптимизации) существующие траектории и получать принципиально новые, реализация которых без гравиманёвров представляется очень затруднительным в силу ограниченности энергетических возможностей современных двигательных

¹ АО «НПО Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.

Lavochkin Association, JSC, Russia, Moscow region, Khimki.

установок. Данный класс задач является очень важным при проектировании миссий к планетам и астероидам солнечной системы, а также в окрестность Солнца, поскольку реализация таких миссий требует больших энергетических затрат, часто недостижимых при использовании ракетно-космических комплексов на химической тяге.

Спецификой задач траекторной оптимизации КА с малой тягой и гравитационными манёврами является наличие параметров гравиманёвров, которые должны быть наряду с управлением включены в состав оптимизируемых параметров. Математически гравиманёвры, как правило, моделируются в виде мгновенного изменения скорости, что приводит к особенностям (разрывам) правых частей дифференциальных уравнений движения КА. Наличие множественных гравитационных манёвров ещё больше усложняют задачу, приводя к необходимости решения многоточечных краевых задач в случае использования принципа Максимиума и существенному увеличению количества нелинейных ограничений.

В данной работе с помощью ММЛ решается задача оптимизации перелёта к Юпитеру с минимальными затратами топлива. В траекторию перелёта включается гравитационный манёвр у Земли. Полученное решение сравнивается с результатами других авторов.

1. Моделирование движения КА на межпланетных участках траектории

Для моделирования движения КА на межпланетном участке траектории используется Международная небесная система координат. Началом отсчёта является барицентр Солнечной системы. Ось X направлена в точку весеннего равноденствия на эпоху J2000, ось Z перпендикулярна плоскости земного экватора, ось Y дополняет систему до правой. Полученная система координат независима от вращения Земли. Выбор данной системы связан с необходимостью использования для определения положения и скорости планет в конкретный момент времени (на конкретную дату) эфемерид, в большинстве версий которых координаты максимально приближены к Международной небесной системе координат (Казмерчук П.В. и др., 2022). В данной работе использовались эфемериды Ephemeris of Planets and Moon «EPM 2021», разработанные Институтом прикладной астрономии Российской академии наук (Pitjeva E.V., 2012). Для чтения эфемерид использовалась библиотека «Ephemeris» (Библиотека «Ephemeris», 2024).

Модель движения центра масс КА в проекции на оси невращающейся системы координат можно записать в виде:

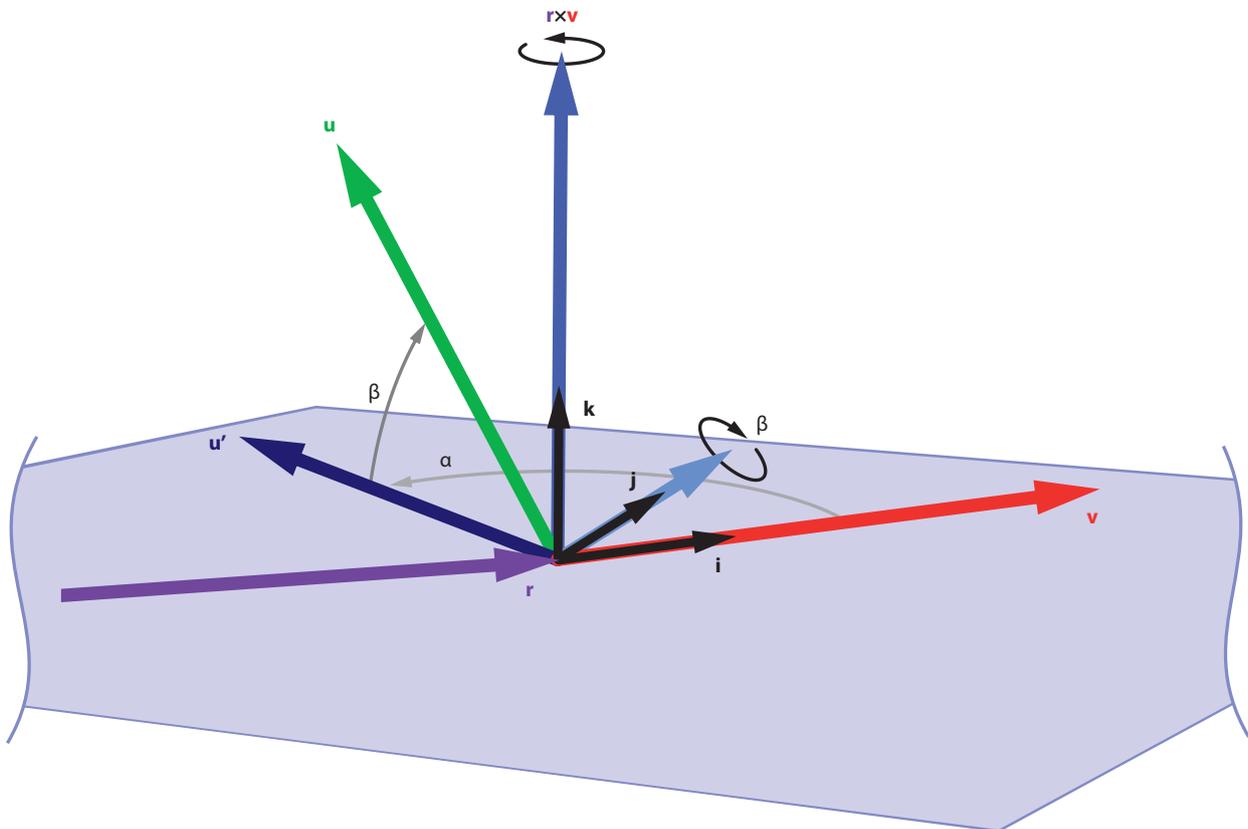


рисунок 1. Направление вектора тяги КА

$$\dot{\mathbf{R}}=\mathbf{V};$$

$$\dot{\mathbf{V}}=-\frac{\mu}{r^3}\mathbf{R}+\frac{P}{m}\mathbf{u}(\alpha,\beta).$$

где $\mathbf{R}=(x, y, z)^T$ – радиус-вектор;

$r=\sqrt{x^2+y^2+z^2}$ – длина радиуса-вектора;

$\mathbf{V}=(V_x, V_y, V_z)^T$ – вектор скорости;

m – масса КА;

μ – гравитационный параметр Солнца;

P – величина тяги, создаваемой ЭРДУ;

$\mathbf{u}(\alpha, \beta)$ – единичный вектор направления тяги, зависящий от углов α, β , определяющих его пространственную ориентацию относительно вектора скорости КА.

В соответствии с работой (Казмерчук П.В. и др., 2024) будем использовать систему уравнений в безразмерных переменных, которые могут быть представлены в виде

$$\frac{dr}{d\tau}=\mathbf{v};$$

$$\frac{d\mathbf{v}}{d\tau}=-\frac{\mathbf{r}}{|\mathbf{r}|^3}+\frac{p}{m}\mathbf{u}(\alpha,\beta), \quad (1)$$

где $\mathbf{r}=\frac{\mathbf{R}}{r_0}$ – безразмерный радиус-вектор;

$\mathbf{v}=\frac{\mathbf{V}}{v_0}$ – безразмерный вектор скорости;

$\tau=\frac{t}{t_0}$ – безразмерное время;

$p=\frac{P}{a_0}$ – безразмерная тяга.

Выбрав значение характерного расстояния r_0 и значение характерной гравитационной постоянной μ , остальные масштабные коэффициенты можно определить по формулам

$$v_0=\sqrt{\frac{\mu}{r_0}},$$

$$t_0=\frac{v_0 r_0^2}{\mu},$$

$$a_0=\frac{\mu}{r_0^2}.$$

Для того чтобы окончательно сформировать модель движения космического аппарата необходимо раскрыть зависимость $\mathbf{u}(\alpha, \beta)$ в формуле (1). Построим для этого вспомогательную систему координат $\mathbf{i}, \mathbf{j}, \mathbf{k}$, ось \mathbf{i} которой совпадает по направлению с вектором скорости \mathbf{v} , ось \mathbf{k} совпадает с вектором $\mathbf{r} \times \mathbf{v}$ (перпендикулярна к плоскости оскулирующей орбиты), ось \mathbf{j} дополняет систему до правой (см рисунок 1):

$$\mathbf{i}=\frac{\mathbf{v}}{\|\mathbf{v}\|};$$

$$\mathbf{k}=\frac{\mathbf{r} \times \mathbf{v}}{\|\mathbf{r} \times \mathbf{v}\|};$$

$$\mathbf{j}=\mathbf{k} \times \mathbf{i}.$$

Так как $\mathbf{i}, \mathbf{j}, \mathbf{k}$ единичные орты вспомогательной системы, записанные в основной системе координат XYZ , то вектор $\mathbf{u}(\alpha, \beta)$ можно определить по формулам:

$$\mathbf{u}'=\cos\alpha\mathbf{i}+\sin\alpha\mathbf{j};$$

$$\mathbf{u}=\cos\beta\mathbf{u}'+\sin\beta\mathbf{k}.$$

2. Вылет из сферы действия Земли

В состав параметров, определяющих фазовый вектор в момент старта, входят:

- дата старта;
- вектор скорости КА при выведении из сферы действия Земли.

В соответствии с методом точечных сфер действия считается, что выведение КА на межпланетную траекторию производится мгновенно. В момент старта радиус-вектор КА равен радиус-вектору Земли на дату старта.

Для определения начальной барицентрической скорости КА воспользуемся по аналогии с определением направления тяги вспомогательной системой координат $\mathbf{i}, \mathbf{j}, \mathbf{k}$, ось \mathbf{i} которой совпадает по направлению с вектором скорости Земли \mathbf{W}_3 , ось \mathbf{k} совпадает с вектором $\mathbf{R}_3 \times \mathbf{W}_3$ (перпендикулярна плоскости орбиты Земли), где \mathbf{R}_3 – радиус-вектор Земли, ось \mathbf{j} дополняет систему до правой:

$$\mathbf{i}=\frac{\mathbf{W}_3}{\|\mathbf{W}_3\|};$$

$$\mathbf{k}=\frac{\mathbf{R}_3 \times \mathbf{W}_3}{\|\mathbf{R}_3 \times \mathbf{W}_3\|};$$

$$\mathbf{j}=\mathbf{k} \times \mathbf{i}.$$

В качестве варьируемых параметров выберем два угла, определяющие направление вектора гиперболического избытка скорости:

θ – угол между вектором гиперболического избытка скорости и вектором скорости Земли в плоскости орбиты;

φ – угол между вектором гиперболического избытка скорости и плоскостью орбиты Земли.

Дата старта t_0 и величина гиперболического избытка скорости V_∞ фиксированы.

С учётом введённых понятий начальную скорость КА определим по формуле:

$$\mathbf{V}_0(V_\infty, \theta, \varphi, t_0)=\mathbf{W}_3(t_0)+V_\infty\mathbf{e}(\theta, \varphi),$$

где вектор $\mathbf{e}(\theta, \varphi)$ можно вычислить по следующим соотношениям:

$$\mathbf{e}'=\cos\theta\mathbf{i}+\sin\theta\mathbf{j};$$

$$\mathbf{e}=\cos\varphi\mathbf{e}'+\sin\varphi\mathbf{k}.$$

3. Моделирование пространственного гравитационного манёвра

Рассмотрим наиболее общий случай – пространственный гравиманёвр (рисунок 2).

Из метода точечных сфер действия известны следующие связи:

$$\mathbf{V}_{\infty}^{-} = \mathbf{V}^{-} - \mathbf{W};$$

$$\mathbf{V}^{+} = \mathbf{V}_{\infty}^{+} + \mathbf{W};$$

$$V_{\infty} = \|\mathbf{V}_{\infty}^{+}\| = \|\mathbf{V}_{\infty}^{-}\|.$$

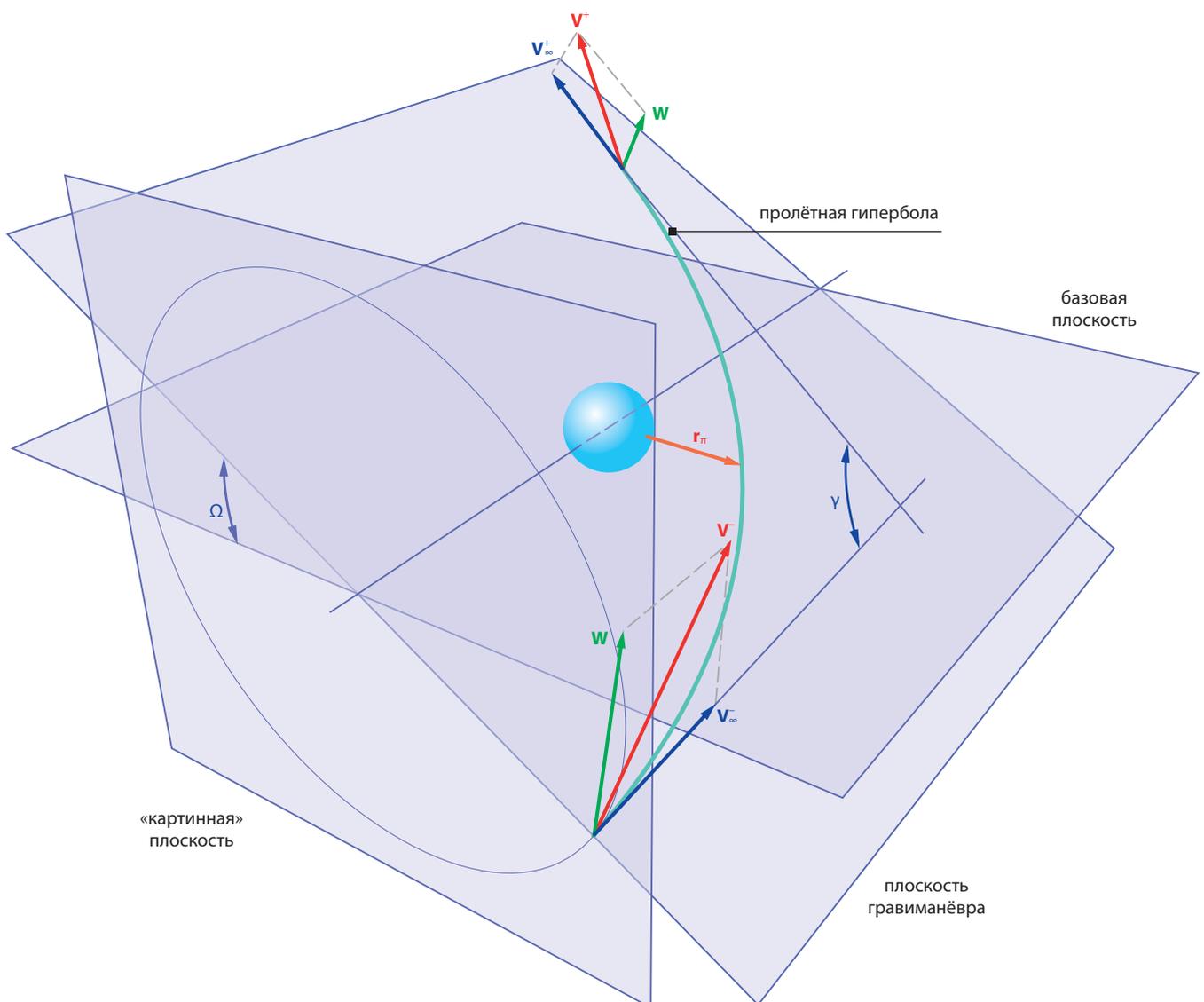
Угол γ поворота гиперболического избытка скорости КА определяется величиной высоты перицентра планетоцентрической гиперболы гравиманёвра – r_{π} :

$$\gamma = 2 \arcsin \frac{1}{e};$$

$$e = 1 + \frac{r_{\pi} V_{\infty}^2}{\mu_p},$$
(2)

где e – эксцентриситет пролётной гиперболы; μ_p – гравитационный параметр планеты.

Максимальный угол γ_{\max} поворота планетоцентрической скорости КА в плоскости гравитационного манёвра определяется минимально возможным расстоянием r_{π}^{\min} , на которое КА может приблизиться к планете (обычно r_{π}^{\min} равен радиусу планеты плюс высота условной верхней границы атмосферы).



\mathbf{W} – вектор скорости планеты в момент проведения гравиманёвра; \mathbf{V}^{-} – вектор скорости КА при входе в сферу действия планеты; \mathbf{V}_{∞}^{-} – вектор гиперболического избытка скорости КА до гравиманёвра; \mathbf{V}_{∞}^{+} – вектор гиперболического избытка скорости КА после гравиманёвра; \mathbf{V}^{+} – вектор скорости КА при выходе из сферы действия планеты; r_{π} – радиус перицентра гиперболы пролёта планеты; γ – угол поворота вектора гиперболического избытка скорости в плоскости гравиманёвра; Ω – угол наклона плоскости гравиманёвра к базовой плоскости.

рисунок 2. Пространственный гравиманёвр

Проведение пространственного гравитационного манёвра обеспечивается изменением угла Ω с помощью прицеливания в «картинной» плоскости, перпендикулярной вектору \mathbf{V}_∞^- .

Выбор базовой плоскости, от которой отсчитывается угол наклона плоскости гравиманёвра Ω может быть произвольным, и как правило, зависит от используемой при моделировании системы координат. В данной работе используется Международная небесная система координат и базовой плоскостью является плоскость небесного экватора эпохи J2000 (плоскость XOY).

Для определения вектора гиперболического избытка скорости КА после гравиманёвра \mathbf{V}_∞^+ необходимо построить вектор нормали \mathbf{n} к плоскости гравиманёвра и затем повернуть вокруг него вектор \mathbf{V}_∞^- на угол γ .

Вектор \mathbf{n} можно построить поворотом нормали к базовой плоскости вокруг вектора \mathbf{V}_∞^- на угол Ω .

Для поворота вектора воспользуемся формулой Родрига (Лурье А.И., 1961)

$$\mathbf{v}' = \mathbf{v} \cos \alpha + (\mathbf{e} \times \mathbf{v}) \sin \alpha + \mathbf{e} (\mathbf{e} \cdot \mathbf{v}) (1 - \cos \alpha),$$

где \mathbf{e} – единичный вектор, вокруг которого производится поворот; \mathbf{v} – вектор, который необходимо повернуть; α – угол поворота в радианах; \mathbf{v}' – вектор после поворота; $(\mathbf{e} \times \mathbf{v})$, $(\mathbf{e} \cdot \mathbf{v})$ – векторное и скалярное произведения векторов.

Тогда вектор гиперболического избытка скорости КА после гравиманёвра можно определить по формулам

$$\mathbf{n} = \mathbf{z} \cos \Omega + (\mathbf{i} \times \mathbf{z}) \sin \Omega + \mathbf{i} (\mathbf{i} \cdot \mathbf{z}) (1 - \cos \Omega);$$

$$\mathbf{V}_\infty^+ = \mathbf{V}_\infty^- \cos \gamma + (\mathbf{n} \times \mathbf{V}_\infty^-) \sin \gamma + \mathbf{n} (\mathbf{n} \cdot \mathbf{V}_\infty^-) (1 - \cos \gamma),$$

$$\text{где } \mathbf{i} = \frac{\mathbf{V}_\infty^-}{\|\mathbf{V}_\infty^-\|}; \mathbf{z} = (0, 0, 1)^T.$$

Для обеспечения попадания в сферу действия Земли в момент проведения гравиманёвра должны быть выполнены ограничения

$$\mathbf{r}(t_1) - \mathbf{R}(t_1) = 0,$$

где t_1 – дата проведения гравиманёвра; \mathbf{R} – радиус-вектор планеты.

4. Окончание перелёта

Моментом встречи с Юпитером и окончанием перелёта t_k считается дата t_k , на которую выполнены следующие условия:

$$\mathbf{r}(t_k) - \mathbf{R}_{\text{ю}}(t_k) = 0;$$

$$\mathbf{V}(t_k) - \mathbf{W}_{\text{ю}}(t_k) = 0.$$

где $\mathbf{R}_{\text{ю}}$ – радиус-вектор Юпитера; $\mathbf{W}_{\text{ю}}$ – вектор скорости Юпитера.

5. Постановка задачи

Космический аппарат с параметрами, указанными в таблице выводится на межпланетную траекторию с гиперболическим избытком скорости $V_\infty = 800$ м/с.

таблица – Параметры КА

параметр	значение
масса	8620,2 кг
тяга, p_{max}	3,508701 Н
удельный импульс	4650 с

Необходимо определить ориентацию вектора гиперболического избытка скорости при отлёте от Земли θ , φ , величину и ориентацию вектора управляющего ускорения на траектории перелёта $p(t)$, $\alpha(t)$, $\beta(t)$, параметры гравитационного манёвра у Земли γ , Ω , t_3 , обеспечивающие перелёт КА максимальной массы к Юпитеру длительностью $t_k = 1180$ суток

$$m(t_k) \rightarrow \max.$$

При выполнении ограничений

$$\mathbf{r}(t_3) - \mathbf{R}_3(t_3) = 0;$$

$$\mathbf{r}(t_k) - \mathbf{R}_{\text{ю}}(t_k) = 0;$$

$$\mathbf{V}(t_k) - \mathbf{W}_{\text{ю}}(t_k) = 0.$$

Ограничений на параметры α , β , θ , φ , Ω , t_3 не накладывается. Тяга регулируется включением и отключением двигателей $p(t) \in \{0, p_{\text{max}}\}$. Для учёта ограничения на угол γ вводится вспомогательная переменная $\xi \in [-1, 1]$ такая, что $\gamma = \xi \gamma_{\text{max}}$, где γ_{max} вычисляется по формуле (2), а r_π равен среднему радиусу Земли плюс 400 км.

Данная задача была решена в работе (Константинов М.С. и др., 2013) для фиксированной даты старта 20.03.2018. Полученная траектория позволяет доставить к Юпитеру КА массой 6425,26 кг. С этим результатом и будем сравнивать решения, полученные с помощью ММЛ.

6. Решение задачи методом линеаризации

Напомним, что при использовании ММЛ функция переключения тяги недоступна. Можно сразу решать задачу в классе релейных функций, где тяга принимает либо максимальное, либо нулевое значение, что достигается разбиением траектории на соответствующие участки. Однако в общем случае, когда структура управления неизвестна, указать точки перехода между участками пусть и приближённо достаточно сложно. Более целесообразным решением является разбиение всего процесса на две стадии:

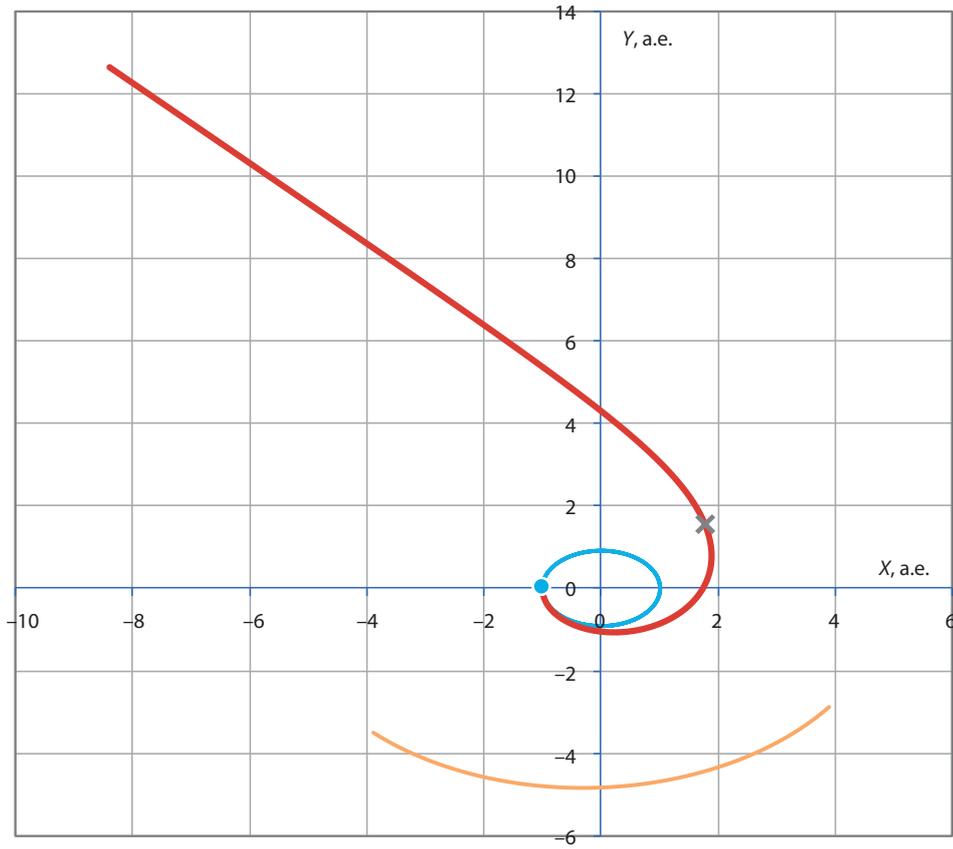


рисунок 3. Начальная траектория для коэффициента тяги 0,8

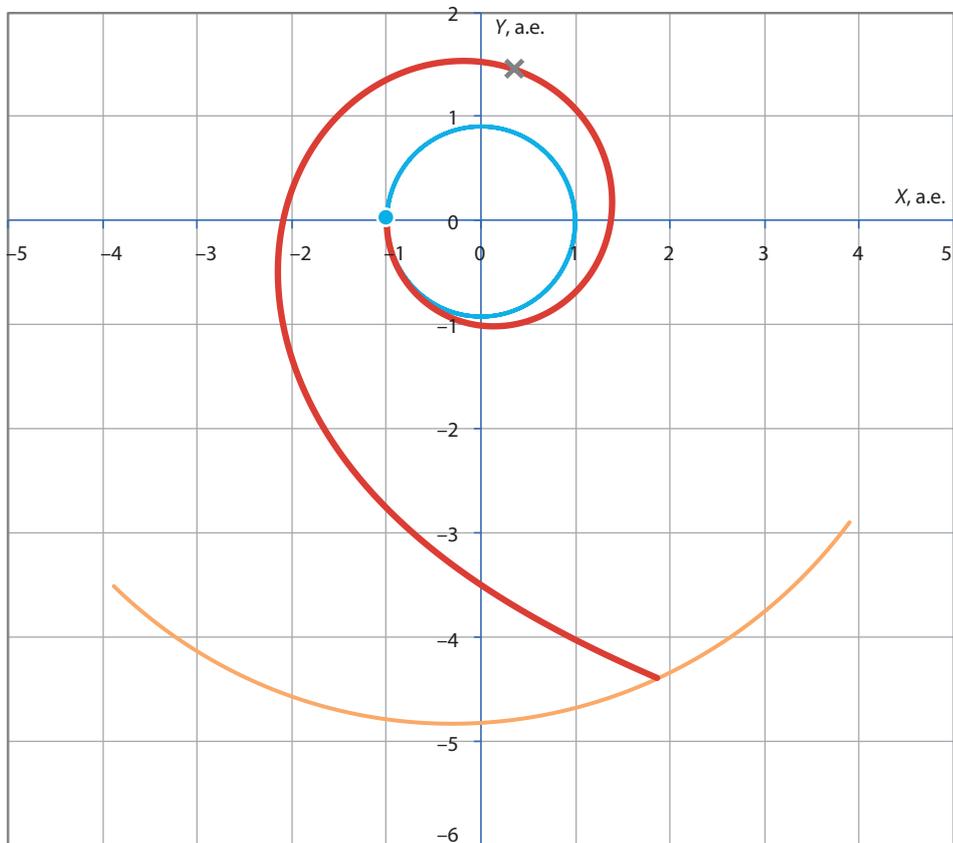


рисунок 4. Начальная траектория для коэффициента тяги 0,4

1. Решение задачи в постановке с регулируемой тягой для приближенного определения (с точностью до шага аппроксимации управляющих функций) моментов переключения тяги.

2. Решение задачи в релейной постановке для уточнения точек переключения тяги.

Целесообразность такого двухстадийного процесса объясняется следующими фактами: во-первых, для первой стадии можно выбирать тривиальные начальные приближения, без попыток угадать характер управляющих функций; во-вторых, часто уже на первой стадии в процессе оптимизации удаётся достаточно точно получить аналоги релейного управления и значения функционалов, близкие к оптимальным, в результате чего необходимость во второй стадии отпадает. Если всё-таки решение необходимо уточнить, то переход ко второй стадии (разбиение траектории на участки в точках переключения тяги) легко автоматизируется и может происходить прозрачно для пользователя, не требуя от него дополнительных действий.

7. Выбор начального приближения

Для первой стадии оптимизации начальное приближение выбиралось тривиальным:

- для параметров
 $\theta=0$, $\varphi=0$,
 $\xi=0$, $\Omega=0$, $t_3=1$ год;
- для управляющих функций
 $\alpha(\cdot)\equiv 0$,
 $\beta(\cdot)\equiv 0$,
 $p(\cdot)\equiv 0,4\cdot 3,508701$ (40% от максимальной тяги).

Начальные значения параметров очевидны и вряд ли необходимо обоснование их выбора, за исключением возможно лишь коэффициента тяги 0,4. Для его обоснования достаточно сравнить начальные траектории для двух значений коэффициента 0,8 и 0,4 (рисунки 3 и 4).

Видно, что траектория на рисунке 4 более перспективна в качестве начального приближения.

ВЫВОДЫ

В работе рассмотрены основные вопросы, связанные с моделированием перелёта КА, оснащённого ЭРДУ к Юпитеру с гравитационным манёвром у Земли, сформулирована задача оптимизации такого перелёта и предложен двухстадийный процесс её решения, учитывающий специфику используемого метода – модифицированного метода линеаризации. Даны рекомендации по выбору начального приближения. Результаты оптимизации будут представлены в части 2.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

Библиотека «Ephemeris» // URL: <https://github.com/highwatt/ephemeris> (дата обращения: 06.02.2024).

Вернигора Л.В., Казмерчук П.В. Оптимизация некомпланарных перелётов с малой тягой методом линеаризации // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2019. № 4. С. 19-26.

Казмерчук П.В. Метод линеаризации в задачах оптимизации траекторий КА с малой тягой. Теоретические аспекты // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2015. № 4. С. 37-42.

Казмерчук П.В. Метод линеаризации в задачах оптимизации траекторий КА с малой тягой. Вычислительные аспекты // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 3. С. 83-88.

Казмерчук П.В. Метод линеаризации в задачах оптимизации траекторий космического аппарата с малой тягой. Детали реализации // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 4. С. 61-66.

Казмерчук П.В., Вернигора Л.В. Безразмерные переменные в задачах оптимизации перелётов КА с ЭРДУ // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2024. № 1. С. 23-28.

Казмерчук П.В., Вернигора Л.В. Метод линеаризации в задачах перелёта космических аппаратов с электроракетной двигательной установкой на геостационарную орбиту // Труды МАИ. 2020. № 115. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=119924> (дата обращения: 30.04.2024).

Казмерчук П.В., Вернигора Л.В. Практическое использование эфемерид EPM и DE // Труды МАИ. 2022. № 125. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=168190> (дата обращения: 30.04.2024).

Казмерчук П.В. Верификация метода линеаризации для задач оптимизации траекторий КА с малой тягой // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2018. № 1. С. 36-41.

Константинов М.С., Орлов А.А. Оптимизация траектории перелёта космического аппарата с малой тягой для исследования Юпитера с использованием гравитационного манёвра у Земли // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2013. № 5. С. 42-46.

Лурье А.И. Аналитическая механика. М.: ГИФМЛ, 1961. 824 с.

Мальшев В.В., Усачов В.Е., Казмерчук П.В. Методика оптимизации траекторий, включающих гравиманевры КА с солнечным парусом // Изв. РАН. Теория и системы управления. 2007. № 1. С. 194-205.

Pitjeva E.V. EPM - High-precision planetary ephemerides of IAA RAS for scientific research and astronavigation on the Earth and in space // Proceedings of the International Astronomical Union. 2012. Vol. 10, № H16. P. 221-222.

Статья поступила в редакцию 03.05.2024

Статья после доработки 03.05.2024

Статья принята к публикации 03.05.2024

ВЫБОР НИЗКОЭНЕРГЕТИЧЕСКОЙ СХЕМЫ ВЫВЕДЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА НА ОРБИТУ ВОКРУГ ЛУНЫ ЧЕРЕЗ ТОЧКУ ЛИБРАЦИИ L_2 СИСТЕМЫ СОЛНЦЕ – ЗЕМЛЯ ДЛЯ УВЕЛИЧЕНИЯ МАССЫ ПОЛЕЗНОЙ НАГРУЗКИ

THE CHOICE OF A LOW-ENERGY SCENARIO OF SPACECRAFT INJECTION INTO MOON ORBIT THROUGH THE L_2 LIBRATION POINT OF THE SUN – EARTH SYSTEM AIMED AT THE PAYLOAD MASS INCREASING



А.С. Овчарова¹,
OvcharovaAS@laspace.ru;
A.S. Ovcharova



Е.С. Гордиенко¹,
кандидат
технических наук,
GordienkoES@laspace.ru;
E.S. Gordienko



Е.А. Михайлов¹,
MikhailovEA@laspace.ru;
E.A. Mikhailov

Рассматривается выведение космического аппарата на низкую круговую полярную орбиту искусственного спутника Луны высотой 100 км, которую можно использовать для посадки на поверхность Луны. Проводится анализ низкоэнергетических схем выведения, использующих траектории выведения на орбиту вокруг Луны через окрестность точки либрации L_2 системы Солнце – Земля. Исследуются два основных варианта, в случае первого для схода спутника с орбиты вокруг точки либрации сообщается импульс скорости, в случае второго – необходимость сообщения импульса схода с орбиты вокруг точки либрации отсутствует. Численные и графические результаты работы приводятся для 2023 и 2030 годов.

Ключевые слова:
космический аппарат;
лунные траектории;
точка либрации L_2 системы Солнце – Земля;
полярная орбита;
спутник Луны.

The article covers a spacecraft injection into a low circular polar orbit of an artificial Moon satellite with 100 km altitude, which can be used for the Moon surface landing. The analysis is given of low-energy injection scenarios using Moon orbit trajectories through the vicinity of the L_2 libration point of the Sun – Earth system. Two main options are being investigated: the first one foresees a velocity impulse to be sent to satellite for descent from the libration point orbit, the second one foresees no velocity impulse for descent. Numerical and graphical outcomes are given for 2023 and 2030 years.

Keywords:
spacecraft;
lunar trajectories;
 L_2 libration point of the Sun – Earth system;
polar orbit;
Moon satellite.

¹ АО «НПО Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.

Lavochkin Association, JSC, Russia, Moscow region, Khimki.

ВВЕДЕНИЕ

В последние десятилетия интерес к освоению Луны возрос многократно. Так, с начала 1990-х годов было реализовано множество миссий, которые были связаны или с полётом на Луну, или с её облётom для дальнейшего разгона к другим местам Солнечной системы. Данные, полученные в ходе успешной реализации американских миссий Clementine (1994), WMAP (2001), Artemis (2007), LRO (2009), LCROSS (2009), GRAIL (2011), LADEE (2014), CAPSTONE (2022), Nova-C (IM-1, 2024), китайских «Чанъэ-1» – «Чанъэ-5», индийских «Чандраян-1» – «Чандраян-3», японских миссий SELENE (2007), OMOTENASHI (2022), SLIM (2024) и других, позволили по-новому взглянуть на дальнейшие перспективы освоения Луны.

Анализ уже реализованных и планируемых миссий полёта к Луне показал (Parker J.S. et al., 2013), что зачастую большинство из них использовали простые схемы прямого перелёта Земля – Луна, полёт по которым длился от трёх до шести суток. Такие миссии включают в себя реализацию одноимпульсных манёвров разгона от Земли и торможения у Луны. Краткая длительность перелёта КА с Земли на Луну была обусловлена как конструктивными особенностями (например, малым временем жизни химических батарей спутника, как было на первых советских «лунниках») (Ефанов В.В. и др., 2016), так и стремлением конструкторов облегчить пребывание человека в космосе (корабли серии «Аполлон»).

Когда ограничение на время выведения КА с Земли на Луну отсутствует, можно рассмотреть траектории перелёта Земля – Луна с более длительным временем выведения. В таком случае можно получить дополнительный выигрыш по величине импульса торможения для перехода на низкую полярную круговую орбиту высотой 100 км (Parker J.S. et al., 2013; Ren Y. et al., 2014). Так, в миссиях Clementine (Sorensen T.S. et al., 2005) и «Чандраян-1» – «Чандраян-3» (Parker J.S. et al., 2013) величина импульса, сообщаемого разгонным блоком, делилась на две-три части, а дальнейший подъём апогея до высоты орбиты Луны осуществлялся непосредственно с помощью двигательной установки аппарата. Вследствие чего длительность выведения увеличилась до десяти недель.

Заметим, что перелёт КА от Земли к Луне может длиться и до нескольких лет. Так, при реализации миссии SMART-1 (ЕКА) перелёт с Земли на низкую околокруговую орбиту искусственного спутника Луны (ИСЛ) осуществлялся с помощью электро-реактивных двигателей малой тяги с величинами тяги $P=0.1$ Н и удельной тяги $P_{уд}=1640$ с. При этом использовалась предварительно полученная геоцентрическая орбита захвата Луной (Ивашкин В.В. и др., 2008), а время выведения увеличилось до ~860 суток.

Первой миссией, использовавшей низкоэнергетическую траекторию «обходного» перелёта к Луне (Parker J.S. et al., 2013; Ивашкин В.В., 2001), при котором часть полёта КА проходила в окрестности точки либрации L_2 системы Солнце – Земля (далее будем использовать обозначение $L_{2(S-E)}$), стала миссия GRAIL (Gravity Recovery and Interior Laboratory) (Parker J.S. et al., 2013). Её реализация подразумевала одновременный запуск сразу двух аппаратов с длительностью перелёта около четырёх месяцев. Использование схемы перелёта к Луне через точки либрации систем Солнце – Земля и Земля – Луна позволило уменьшить суммарную характеристическую скорость, необходимую на перелёт, и за счёт этого расширить возможные даты старта (Ren Y. et al., 2014).

Данная работа посвящена анализу схем выведения КА с Земли на Луну с использованием траекторий, проходящих в окрестности точки либрации системы Солнце – Земля и переводящих КА на конечную круговую ($e_f=0$) полярную ($i_f=90^\circ$) орбиту ИСЛ высотой $h_{\pi_f}=100$ км.

1. Постановка задачи

В работе рассматривается задача максимизации массы полезной нагрузки m_f КА при реализации траектории выведения КА с орбиты искусственного спутника Земли (ИСЗ) на низкую (высотой $h_{\pi_f}=100$ км) круговую ($e_f=0$) полярную ($i_f=90^\circ$) орбиту ИСЛ с учётом пребывания КА в окрестности точки либрации $L_{2(S-E)}$. В нашем случае её можно заменить задачей оптимизации суммарной характеристической скорости ΔV_f , необходимой для реализации траектории выведения КА на конечную орбиту ИСЛ, которая, в свою очередь, сводится к задаче её минимизации:

$$\Delta V_f \rightarrow \min.$$

Начальная масса КА равна $m_0=2040$ кг. Считаем, что все импульсы при реализации траектории выведения, за исключением тормозного, выдаются с помощью двигателя с характеристиками: тяга $P=198.84$ Н, скорость истечения газов из сопла $W_e=2810.6$ м/с, импульс последействия $J_{пл}=1.879$ Н·с, а тормозной импульс сообщается двигательной установкой с характеристиками: тяга $P=4315.84$ Н, скорость истечения газов из сопла $W_e=3128.3$ м/с, импульс последействия $J_{пл}=1961$ Н·с.

2. Модель поля и уравнения движения КА при учёте возмущений

При выведении КА на конечную орбиту ИСЛ его траекторию полёта можно разбить на два участка, которые делятся границей сферы действия Луны (СДЛ), находящейся на расстоянии около 60 тыс. км от центра Луны. Первый, геоцентрический, участок

полёта с опорной орбиты ИСЗ через окрестность точки либрации системы Солнце – Земля до границы СДЛ (когда расстояние от КА до центра Луны ρ больше радиуса СДЛ, $\rho > R_{\text{СДЛ}} \approx 60$ тыс. км) моделируется при учёте воздействия на КА возмущений от гравитационных полей Земли с разложением потенциала гравитационного поля Земли в ряд по сферическим функциям до 8 порядка и 8 степени включительно, центральных полей Луны, планет Солнечной системы (Меркурия, Венеры, Марса, Юпитера, Сатурна, Урана, Нептуна) и малой планеты Плутон, а также давления солнечного света. Используется среднее равноденствие и средний геоэкватор стандартной эпохи J2000.0. Тогда дифференциальные уравнения имеют вид:

$$\frac{d^2 \mathbf{r}}{dt^2} = -\frac{\mu_E}{r^3} \mathbf{r} + \sum_{i=1}^{10} \mu_i \left(\frac{\mathbf{r}_i - \mathbf{r}}{|\mathbf{r}_i - \mathbf{r}|^3} - \frac{\mathbf{r}_i}{|\mathbf{r}_i|^3} \right) + \mathbf{a}_E + \mathbf{a}_{SP},$$

где \mathbf{r} – геоцентрический вектор положения КА; μ_i и \mathbf{r}_i – гравитационные параметры и геоцентрические векторы положения возмущающих небесных тел, причём возмущение соответствует при $i=1$ притяжению Луны, при $i=2$ – Солнца, при $i=3$ – Меркурия, при $i=4$ – Венеры, при $i=5$ – Марса, при $i=6$ – Юпитера, при $i=7$ – Сатурна, при $i=8$ – Урана, при $i=9$ – Нептуна, при $i=10$ – Плутона; $\mathbf{a}_E = \{a_{Ex}, a_{Ey}, a_{Ez}\}$ – возмущающее ускорение, вызванное нецентральностью поля тяготения Земли с разложением геопотенциала в ряд по сферическим функциям до 8 порядка и 8 степени включительно; \mathbf{a}_{SP} – давление солнечного света, определяемое по формуле:

$$\mathbf{a}_{SP} = k_{SP} \cdot \mu_2 \cdot \frac{r_{SC-2}}{|r_{SC-2}|^3},$$

где $k_{SP} = 1.2 \cdot 10^{-5}$ [б/р] – коэффициент давления солнечной радиации для учёта ускорения, создаваемого прямым солнечным излучением; r_{SC-2} – вектор положения с аппарата на Солнце.

Векторы состояния небесных тел определяются из табличных эфемерид DE-421 (*Folkner W.M. et al.*, 2009). В расчётах использовались следующие значения констант: $\mu_M = 4902.79914$ км³/с²; $\mu_S = 1.32712439935 \cdot 10^{11}$ км³/с²; $\mu_E = 398600.4415$ км³/с²; $\mu_{Me} = 22032.09$ км³/с²; $\mu_{Ve} = 324858.592$ км³/с²; $\mu_{Ma} = 42828.375214$ км³/с²; $\mu_{Ju} = 126712764.8$ км³/с²; $\mu_{Sa} = 37940585.2$ км³/с²; $\mu_{Ur} = 5794548.6$ км³/с²; $\mu_{Ne} = 6836535$ км³/с²; $\mu_{Pl} = 977$ км³/с². Эфемеридная поправка $\Delta t(\text{TDB-UTC})$ принята равной 69.184 с.

Дальнейшее, селеноцентрическое, движение КА (внутри границы СДЛ, когда расстояние от КА до центра Луны ρ меньше радиуса её сферы действия $\rho \leq R_{\text{СДЛ}} \approx 60$ тыс. км) моделируется в рамках задачи четырёх тел (КА, Луна при учёте её нецентральности с разложением селенопотенциала в ряд по сферическим функциям до 8 порядка и 8 степени

включительно (*Гордиенко Е.С. Ивашкин В.В., Симонов А.В.*, 2016), Земля и Солнце как материальные точки) и определяется численным интегрированием системы дифференциальных уравнений движения точки в невращающейся селеноцентрической геоэкваториальной системе прямоугольных координат *OXYZ*. При этом используется среднее равноденствие и средний геоэкватор стандартной эпохи J2000.0. Дифференциальные уравнения, описывающие селеноцентрическое движение КА, имеют вид:

$$\frac{d^2 \mathbf{p}}{dt^2} = -\frac{\mu_M}{r^3} \mathbf{p} + \sum_{i=1}^{12} \mu_i \left(\frac{\mathbf{p}_i - \mathbf{p}}{|\mathbf{p}_i - \mathbf{p}|^3} - \frac{\mathbf{r}_i}{|\mathbf{r}_i|^3} \right) + \mathbf{a}_M,$$

где \mathbf{p} – селеноцентрический вектор положения КА; μ_i и \mathbf{r}_i – гравитационные параметры и селеноцентрические векторы положения возмущающих небесных тел, причём возмущение соответствует при $i=11$ – притяжению Земли, а при $i=12$ – притяжению Солнца ($\mu_1 = \mu_M$; $\mu_{11} = \mu_E$; $\mu_{12} = \mu_2 = \mu_S$, $\mathbf{p}_{11} = -\mathbf{r}_1$, $\mathbf{p}_{12} = \mathbf{r}_2 - \mathbf{r}_1 = \mathbf{p}_{11} + \mathbf{r}_2$), \mathbf{r}_1 и \mathbf{r}_2 – геоцентрические векторы положения Луны и Солнца; $\mathbf{a}_M = \{a_{Mx}, a_{My}, a_{Mz}\}$ – возмущающее ускорение, вызванное нецентральностью поля тяготения Луны с разложением его потенциала в ряд по сферическим функциям до 8 порядка и 8 степени включительно.

3. Анализ низкоэнергетических схем выведения КА с Земли на Луну

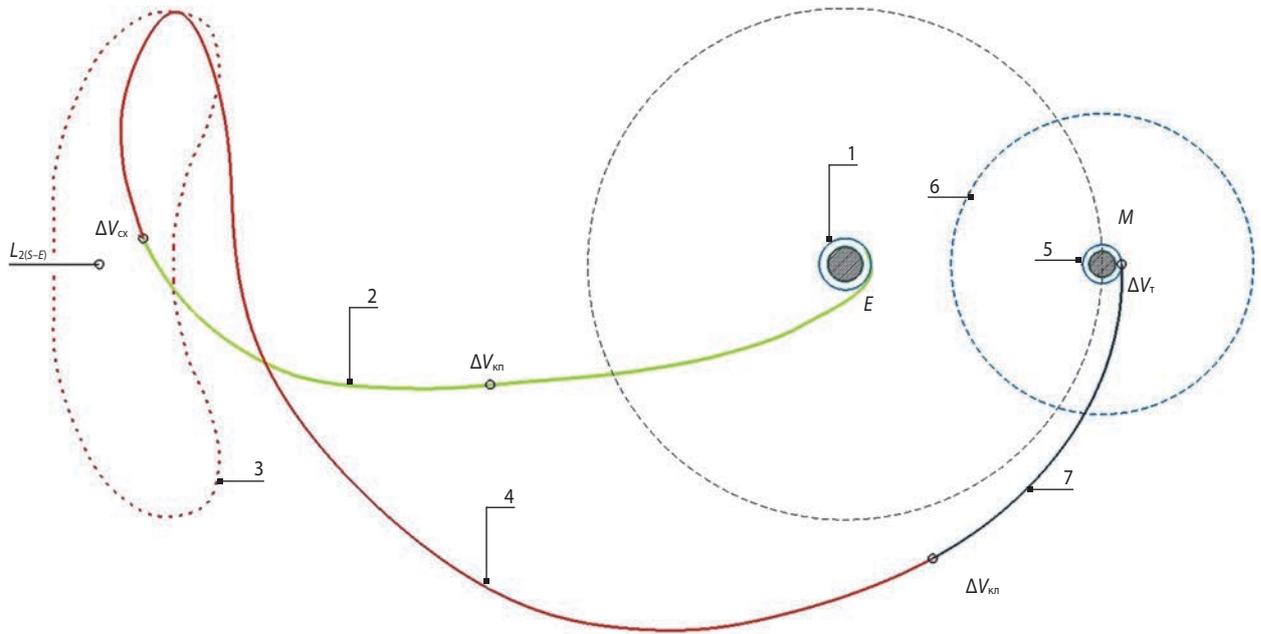
Анализ проводится в три этапа.

На первом этапе рассматривается выведение КА с Земли на Луну, при котором сообщается импульс схода с орбиты в окрестности точки либрации $L_{2(S-E)}$. На втором – исследуются траектории, которым для схода с орбиты в окрестности точки либрации $L_{2(S-E)}$ импульс не требуется. На третьем этапе оценивается суммарная характеристическая скорость, необходимая для реализации рассматриваемых траекторий выведения при учёте ошибок навигации и сообщений импульсов.

3.1. Схема выведения КА с Земли на Луну с использованием импульса схода КА с орбиты вокруг точки либрации L_2 системы Солнце – Земля

В проводимом нами анализе КА после старта с космодрома Байконур с помощью ракеты-носителя (РН) «Союз-2.1б» и после сообщения ему импульса с помощью разгонного блока (РБ) «Фрегат» выводится на траекторию перелёта Земля – окрестность точки либрации $L_{2(S-E)}$. В процессе полёта к ней запланировано проведение одной коррекции траектории $\Delta V_{\text{кп}}$. После достижения окрестности точки либрации $L_{2(S-E)}$ в расчётный момент времени $t_{\text{сх}}$ выдаётся импульс схода $\Delta V_{\text{сх}}$ КА с траектории, ведущей спутник

ВЫБОР НИЗКОЭНЕРГЕТИЧЕСКОЙ СХЕМЫ ВЫВЕДЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА НА ОРБИТУ ВОКРУГ ЛУНЫ ЧЕРЕЗ ТОЧКУ ЛИБРАЦИИ L_2 СИСТЕМЫ СОЛНЦЕ – ЗЕМЛЯ ДЛЯ УВЕЛИЧЕНИЯ МАССЫ ПОЛЕЗНОЙ НАГРУЗКИ



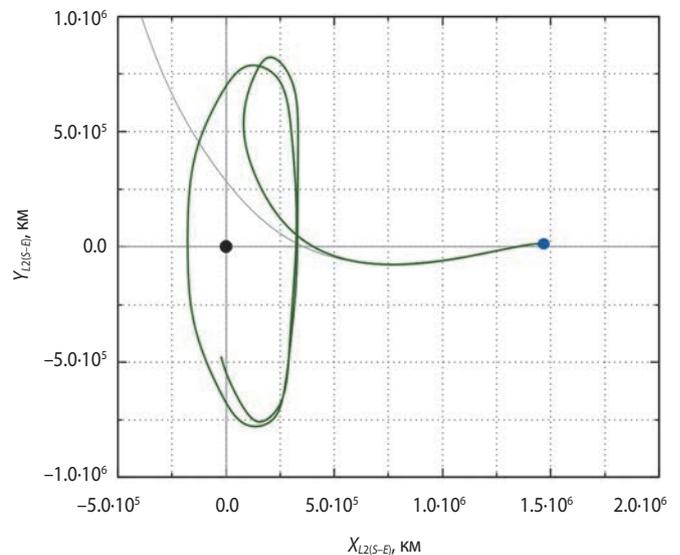
E – Земля; $L_{2(S-E)}$ – точка либрации системы Солнце – Земля; M – Луна; чёрная пунктирная линия – орбита движения Луны вокруг Земли; **1** – опорная орбита у Земли; **2** – траектория перелёта в окрестность точки либрации $L_{2(S-E)}$; **3** – КПО вокруг $L_{2(S-E)}$; **4** – орбита схода КА с КПО на орбиту ИСЛ; **5** – орбита ИСЛ; **6** – СДЛ; **7** – траектория полёта КА к Луне после сообщения корректирующего импульса $\Delta V_{кл}$.

рисунок 1. Выведение КА с Земли на Луну с использованием импульса схода КА с КПО

на квазипериодическую орбиту (КПО), на траекторию полёта к Луне (далее по тексту будем называть его импульс схода с КПО). За некоторое время до пролёта периселения запланировано проведение корректирующего импульса $\Delta V_{кл}$, после сообщения которого КА продолжает своё движение в направлении Луны. Затем в периселении гиперболы подлёта выдаётся тормозной импульс, переводящий спутник на конечную орбиту ИСЛ. Схема выведения КА с Земли на Луну с использованием импульса схода КА с КПО в проекции на плоскость $XY_{L_{2(S-E)}}$ – центрической системе координат (СК) показана на рисунке 1. Центр этой СК находится в точке $L_{2(S-E)}$, ось $X_{L_{2(S-E)}}$ направлена на Солнце, ось $Z_{L_{2(S-E)}}$ ортогональна плоскости эклиптики и направлена в сторону Северного полюса мира, а ось $Y_{L_{2(S-E)}}$ дополняет систему до правой.

3.2. Схема выведения КА с Земли на Луну без использования импульса схода КА с орбиты вокруг точки либрации L_2 системы Солнце – Земля

Данная схема выведения схожа с предыдущей, за исключением того, что для перехода на траекторию полёта к Луне из окрестности точки либрации $L_{2(S-E)}$ не нужно прикладывать импульс схода: $\Delta V_{сх}=0$ м/с. Соответствующие этим двум схемам выведения методики получения траекторий похожи между собой. Опишем каждую из них отдельно.



зелёная линия – траектория выведения на КПО и сама КПО вокруг точки либрации $L_{2(S-E)}$ при старте 16.11.2023 в проекции на плоскость XY_{L_2} -центрической системе координат; серая линия – траектория полёта КА в окрестности точки либрации $L_{2(S-E)}$ до уточнения вектора скорости у Земли для получения КПО вокруг $L_{2(S-E)}$; голубая точка – Земля; чёрная точка – точка либрации $L_{2(S-E)}$.

рисунок 2. Траектория выведения на КПО и сама КПО вокруг точки либрации $L_{2(S-E)}$ при старте 16.11.2023 в проекции на плоскость OXY_{L_2} -центрической СК системы Солнце – Земля

3.3. Методика получения траекторий выведения КА с Земли на Луну с использованием импульса схода КА с орбиты вокруг точки либрации L_2 системы Солнце – Земля

1. Стартуя с космодрома Байконур, РН «Союз-2.1б» выводит КА на низкую опорную орбиту с параметрами: эксцентриситет $e_0=0$, высота $h=500$ км, наклонение $i_0=51.7^\circ$. В расчётный момент времени РБ «Фрегат» сообщает разгонный импульс, переводящий КА на траекторию полёта в окрестность точки либрации $L_{2(S-E)}$. Величина разгонного импульса определяется по результатам поиска траектории полёта в окрестности точки либрации $L_{2(S-E)}$ и последующего перехода КА на КПО в соответствии с методикой, подробно описанной в работах (Ильин И.С. и др., 2013; Мжельский П.В. и др., 2018) (рисунок 2).

2. Для поиска наименьшего минимального пролётного расстояния КА относительно центра Луны r_π в течение ноября 2023 года зададимся набором из 14 дат отлёта с шагом 2 дня со 2 по 30 ноября 2023 года t_{0i} , где $i=1, 2, \dots, 14$.

3. Для каждой из дат отлёта t_{0i} строятся карты изолиний минимального пролётного расстояния КА относительно центра Луны r_π на плоскости параметров $[t_{cx}, \Delta V_{cx}]$, где t_{cx} – время схода с КПО вокруг точки либрации $L_{2(S-E)}$ и ΔV_{cx} – величина импульса схода с КПО. При построении каждой из карт изолиний время схода меняется в диапазоне от 10 до 60 суток с шагом 1 сутки, а импульс схода с гало-орбиты – в диапазоне от 1 до 5 м/с с шагом 0.1 м/с. При этом минимальное пролётное расстояние r_π для заданных времени отделения КА от РБ «Фрегат» t_0 , времени схода с КПО t_{cx}

и импульса схода КА с КПО ΔV_{cx} вокруг точки либрации $L_{2(S-E)}$ определялось непосредственно после получения КПО вокруг точки либрации $L_{2(S-E)}$.

4. На каждой из 14 построенных карт изолиний минимального пролётного расстояния относительно центра Луны r_π определялись область и точка внутри неё, соответствующая минимальным величинам $r_{\pi min}$: $(t_{cx min}, \Delta V_{cx min})$, (желательно, чтобы r_π было менее 10 тыс. км). В качестве примера на рисунке 3 приведена карта изолиний минимального пролётного расстояния относительно центра Луны r_π при старте 16.11.2023.

Анализ рисунка 3 показал, что наименьшее пролётное расстояние r_π получается для следующих параметров: $t_{cx}=18.5$ суток, $\Delta V_{cx}=2.525$ м/с (отмечено белым кружком). Также из его анализа видно, что, по нашим расчётам, чем позднее после отлёта от Земли сообщался импульс схода КА с орбиты в окрестности точки либрации $L_{2(S-E)}$, тем большую величину импульса схода необходимо было сообщить для выхода на траекторию полёта КА к Луне, а при величинах t_{cx} , превышавших 30 суток с момента отлёта от Земли, его сообщение не привело к выходу на траекторию полёта КА к Луне.

5. Из 14 получившихся точек выбирается дата старта $t_{0наим}$ с наименьшим минимальным пролётным расстоянием относительно Луны $r_{\pi наим}$. На рисунке 4 представлена зависимость минимального пролётного расстояния относительно Луны r_π от даты отлёта КА t_0 от Земли в течение ноября 2023 года. Его анализ показывает, что наименьшее минимальное пролётное расстояние $r_{\pi наим}$ относительно центра Луны соответствует дате старта 16.11.2023 (отмечено красной точкой на рисунке 4).

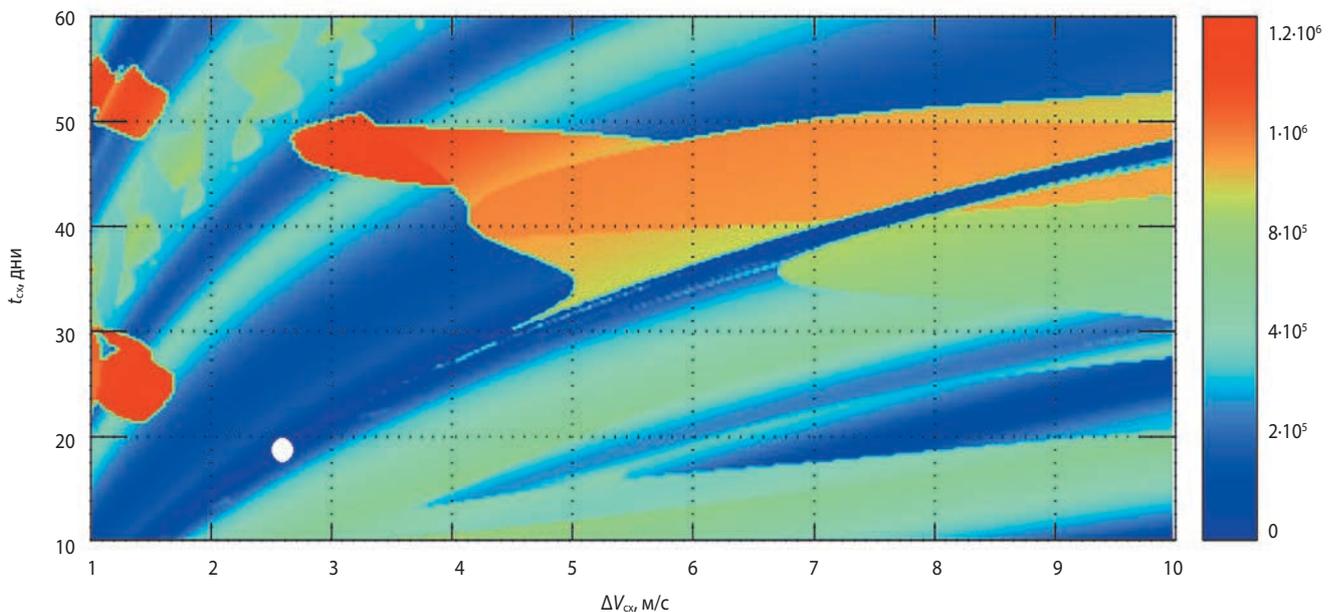


рисунок 3. Карта изолиний минимального пролётного расстояния относительно центра Луны r_π на плоскости параметров $[t_{cx}, \Delta V_{cx}]$

ВЫБОР НИЗКОЭНЕРГЕТИЧЕСКОЙ СХЕМЫ ВЫВЕДЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА НА ОРБИТУ ВОКРУГ ЛУНЫ ЧЕРЕЗ ТОЧКУ ЛИБРАЦИИ L_2 СИСТЕМЫ СОЛНЦЕ – ЗЕМЛЯ ДЛЯ УВЕЛИЧЕНИЯ МАССЫ ПОЛЕЗНОЙ НАГРУЗКИ

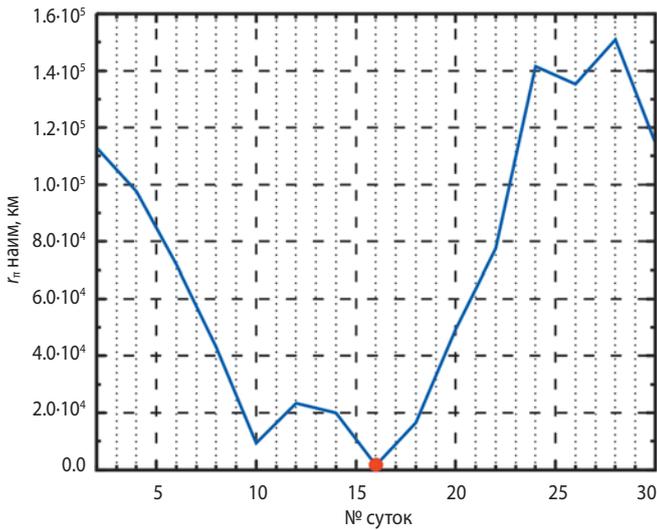


рисунок 4. Зависимость минимального пролётного расстояния r_{π} относительно Луны от даты отлёта КА t_0 от Земли в течение ноября 2023 года

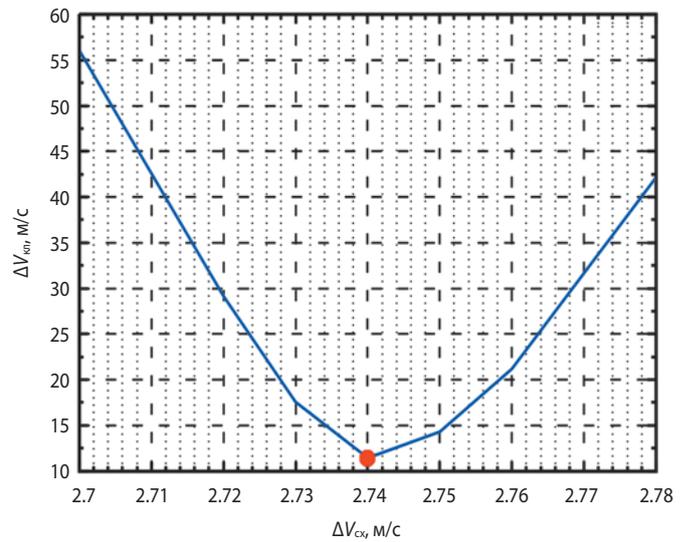
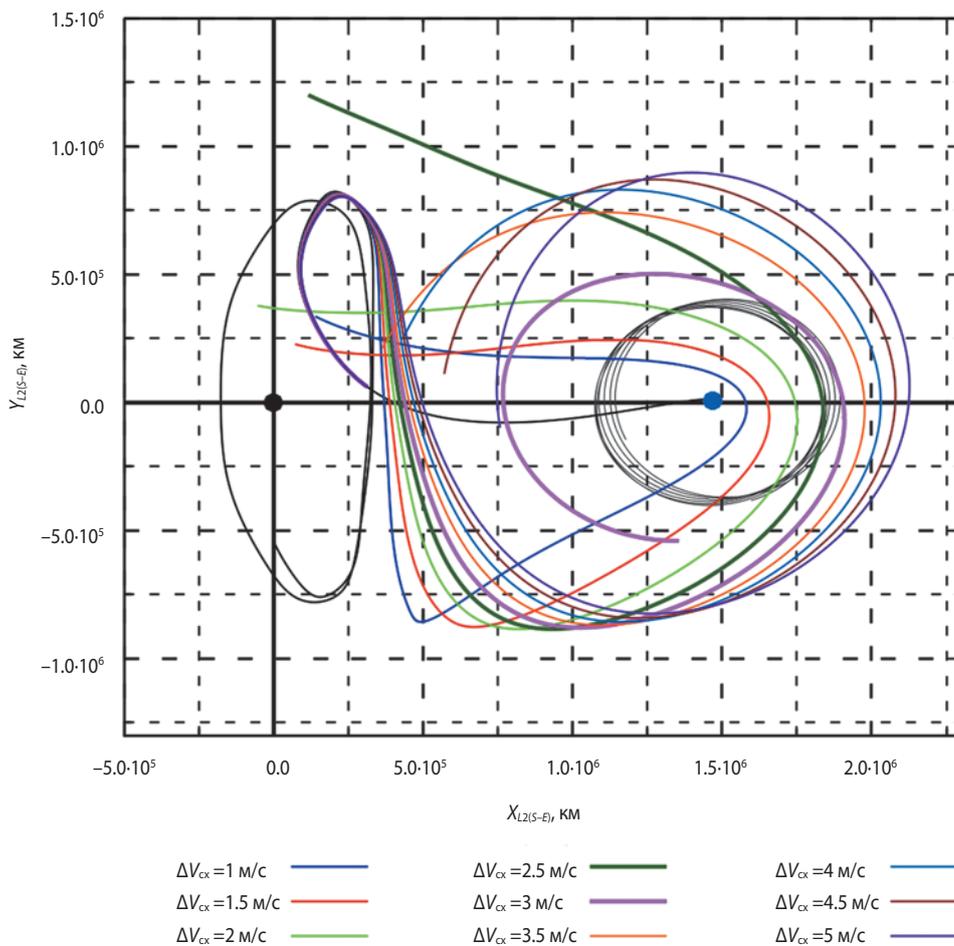
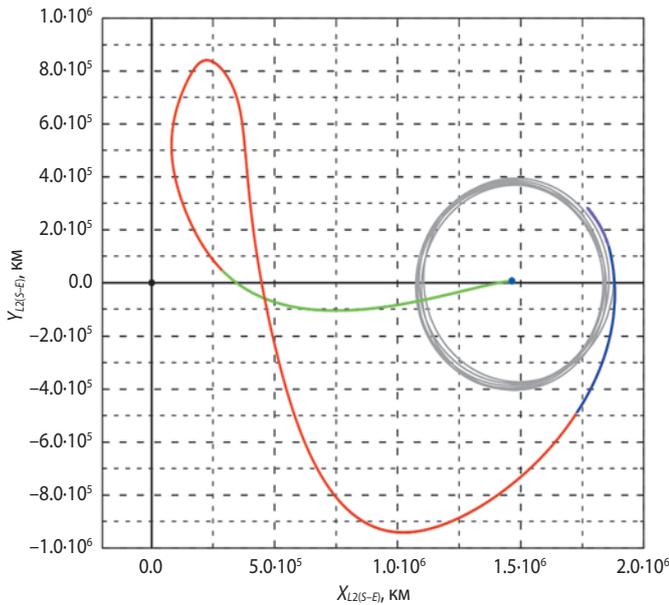


рисунок 6. Зависимость величины импульса коррекции $\Delta V_{\text{корр}}$ от величины импульса схода $\Delta V_{\text{сх}}$ для даты отлёта от Земли 16.11.2023 и отлёта с КПО через 18.5 суток после отлёта от Земли

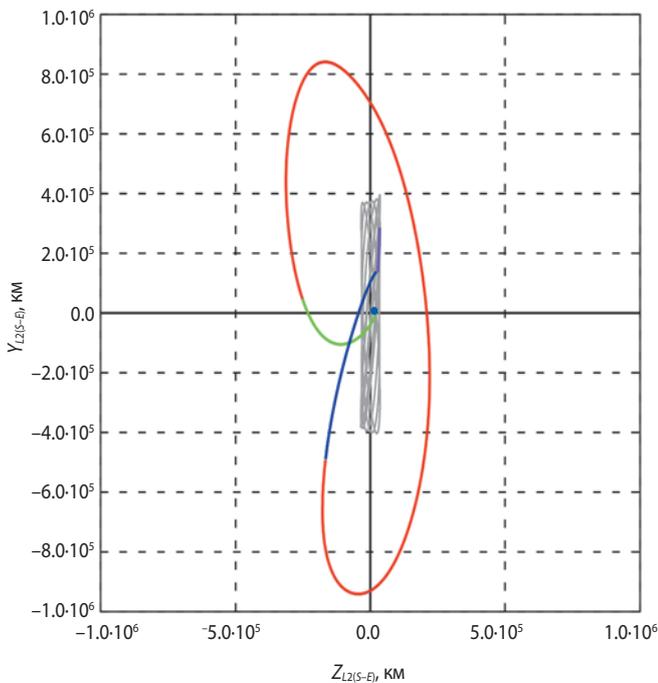


чёрная линия – перелёт с Земли на КПО; голубая точка – Земля; чёрная точка – точка либрации $L_{2(S-E)}$; серая линия – траектория движения Луны; фиолетовая и зелёная линии – траектории, между которыми лежит найденная траектория полёта на орбиту ИСЛ с наименьшей суммой величин импульса коррекции траектории полёта к Луне $\Delta V_{\text{корр}}$ и тормозного импульса $\Delta V_{\text{т}}$.

рисунок 5. Траектория выведения КА к Луне в проекции на плоскость $XY_{L_{2(S-E)}}$ – центрической СК при варьировании импульса схода $\Delta V_{\text{сх}}$ с КПО для даты старта 16.11.2023



а



б

голубая точка – Земля; чёрная точка – точка либрации $L_{2(S-E)}$; серая линия – траектория движения Луны; зелёная линия – перелёт с орбиты ИСЗ к КПО до момента сообщения импульса схода $t_{cx}=18.5$ суток; красная линия – траектория от момента схода с КПО t_{cx} до момента выдачи корректирующего импульса $t_{кл}=t_{\pi}-7$ суток; синяя линия – траектория от момента проведения коррекции $t_{кл}$ до пролёта периселения t_{π} ; сиреневая линия – траектория полёта КА по конечной орбите ИСЛ после сообщения тормозного импульса ΔV_T .

рисунок 7. Проекция траектории перелёта Земля – Луна через точку либрации $L_{2(S-E)}$ на плоскости XY (а) и YZ (б) $L_{2(S-E)}$ – центрической СК

6. Для данной даты за семь суток до пролёта периселения π определяется корректирующий импульс $\Delta V_{кл}$. Для этого итерационным методом Ньютона решается краевая задача, в которой варьируемыми параметрами являются составляющие импульса коррекции $\Delta V_{квл}$, $\Delta V_{кпу}$ и $\Delta V_{квз}$, а в качестве контролируемых выступают параметры селеноцентрической гиперболы у Луны: $h_{\pi f}=100$ км, $i_f=90^\circ$, $t_f=t_f^*$ (09.05.2024 18:00:00 UTC). Далее в периселении гиперболы π находится тормозной импульс ΔV_T , необходимый для перехода на полярную круговую орбиту ИСЛ высотой $h_{\pi f}=100$ км. В результате получается траектория перелёта с орбиты ИСЗ на орбиту ИСЛ через точку либрации $L_{2(S-E)}$ с использованием импульса схода с КПО. На рисунке 5 приведена траектория выведения КА к Луне в проекции на плоскость XY $L_{2(S-E)}$ – центрической СК при варьировании импульса схода с КПО в диапазоне от 1 до 5 м/с с шагом 0.5 м/с для даты старта 16.11.2023.

Точные величины импульса схода ΔV_{cx} , а также соответствующих ему импульсов коррекции $\Delta V_{кл}$ и торможения у Луны ΔV_T определялись путём варьирования величины импульса схода ΔV_{cx} . Как уже было написано выше, время проведения коррекции было назначено за семь суток до пролёта периселения π .

На рисунке 6 представлена зависимость величины импульса коррекции $\Delta V_{кл}$ от величины импульса схода ΔV_{cx} для даты отлёта от Земли 16.11.2023 и отлёта с КПО через 18.5 суток после отлёта от Земли. Его анализ показывает, что критерию наименьшего импульса коррекции $\Delta V_{кл \text{ наинм}}$ соответствует вариант, для которого время схода после отлёта КА с орбиты ИСЗ равно $t_{cx}=18.5$ суток, импульс схода с КПО на траекторию полёта к Луне равен $\Delta V_{cx} \approx 2.525$ м/с, а величина импульса коррекции составляет $\Delta V_{кл} \approx 12.8$ м/с (отмечено красной точкой на рисунке 6).

На рисунке 7 представлены проекции траектории перелёта Земля – Луна через точку либрации $L_{2(S-E)}$ на плоскости XY и YZ $L_{2(S-E)}$ – центрической СК для приведённых выше параметров.

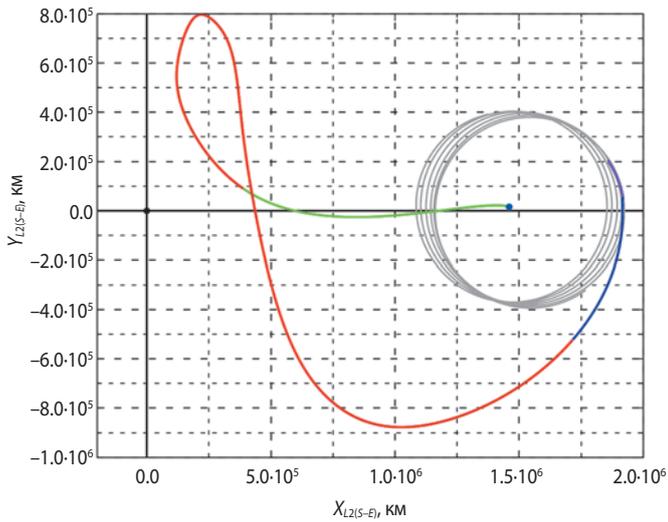
Для найденной траектории величина тормозного импульса равна $\Delta V_T=697.93$ м/с. Время перелёта Земля – Луна составило $\Delta t_{(E-M)} \approx 175$ суток.

Известно, что КПО в окрестности точки либрации $L_{2(S-E)}$ по выходу из плоскости эклиптики можно разделить на два основных типа (Ильин И.С. и др., 2013):

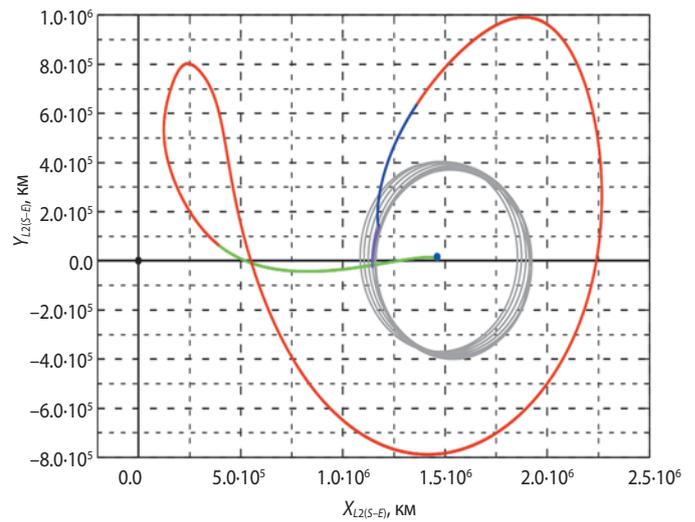
- северные орбиты, для которых характерен бóльший выход в направлении оси $+Z$;
- южные орбиты, для которых характерен бóльший выход в направлении оси $-Z$.

Проекция траектории перелёта Земля – Луна на плоскость ZY $L_{2(S-E)}$ – центрической СК (правая картинка на рисунке 7) показывает, что рассматриваемая траектория является южной.

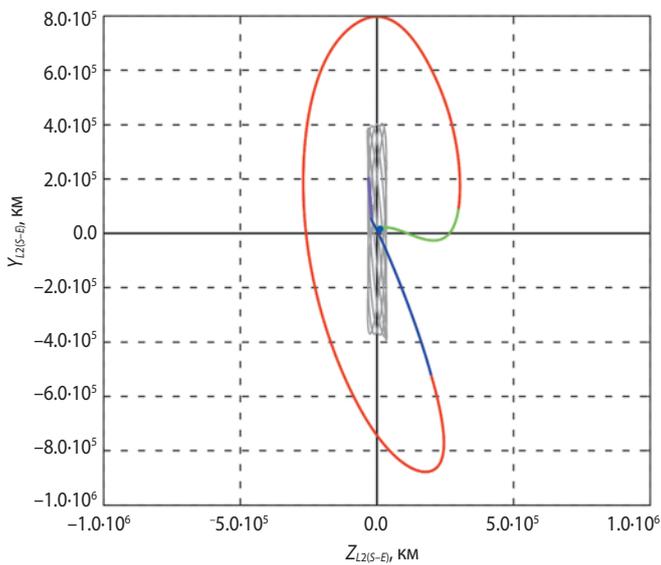
ВЫБОР НИЗКОЭНЕРГЕТИЧЕСКОЙ СХЕМЫ ВЫВЕДЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА НА ОРБИТУ ВОКРУГ ЛУНЫ ЧЕРЕЗ ТОЧКУ ЛИБРАЦИИ L_2 СИСТЕМЫ СОЛНЦЕ – ЗЕМЛЯ ДЛЯ УВЕЛИЧЕНИЯ МАССЫ ПОЛЕЗНОЙ НАГРУЗКИ



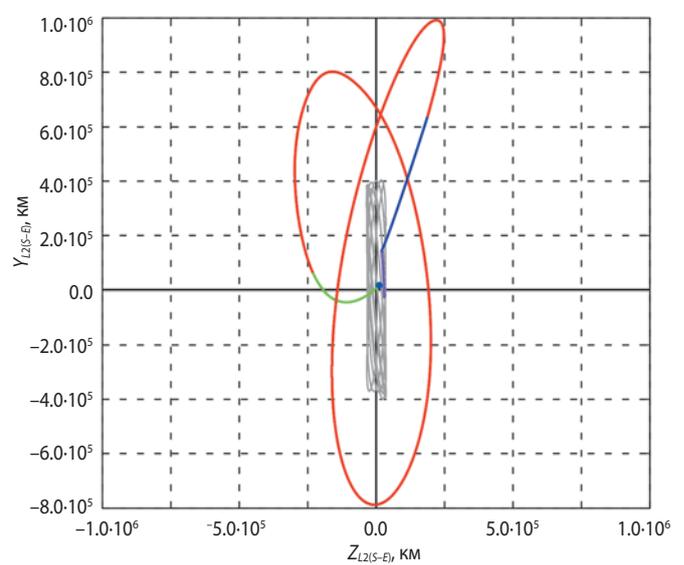
а



а



б



б

рисунк 8. Перелёт Земля – Луна через точку либрации $L_{2(S-E)}$ на плоскости XY (**а**) и YZ (**б**) $L_{2(S-E)}$ – центрической СК по северной траектории при отлёте от Земли 12.01.2030

рисунк 9. Перелёт Земля – Луна через точку либрации $L_{2(S-E)}$ на плоскости XY (**а**) и YZ (**б**) $L_{2(S-E)}$ – центрической СК по южной траектории при отлёте от Земли 12.01.2030

Для января 2030 года был проведён похожий анализ. Пример северной и южной траекторий показан на рисунках 8 и 9.

В таблице 1 приведены основные характеристики траекторий перелёта Земля – Луна через северные и южные КПО вокруг точки либрации $L_{2(S-E)}$ для января 2030 года.

Анализ приведённых в таблице 1 данных показал, что при отлёте от Земли 12.01.2030 года суммарная характеристическая скорость при перелёте с Земли на Луну по северной траектории получается на 40 м/с меньше, чем по южной траектории (720.9 м/с и 763.2 м/с соответственно).

3.4. Методика получения траекторий выведения КА с Земли на Луну без импульса схода КА с орбиты вокруг точки либрации $L_2(S-E)$

Данная методика во многом похожа на описанную в разделе 3.3. Ниже приведём основные её особенности.

1. Первый этап такой же, как и в предыдущей методике.

2. После получения КПО по методике, описанной в работах (Ильин И.С. и др., 2013; Мжельский П.В. и др., 2018), незначительно уменьшаем вектор отлётной скорости от Земли и ищем такое его значение,

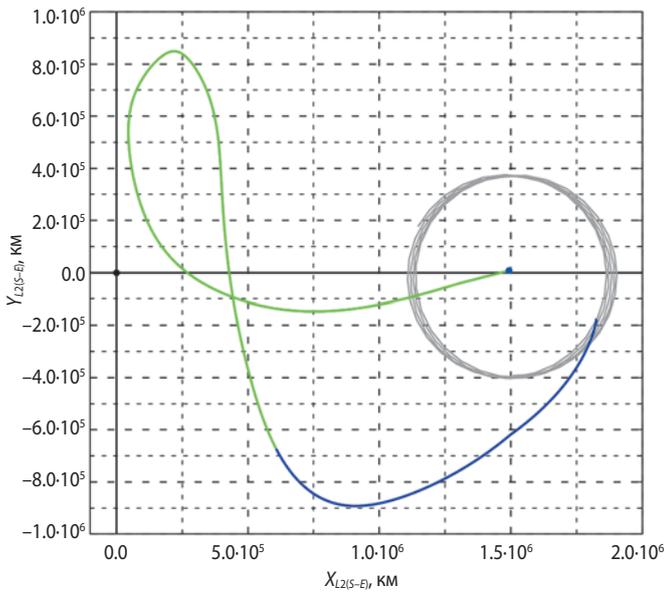
таблица 1 – Основные характеристики траекторий перелёта Земля – Луна через северные и южные КПО вокруг точки либрации $L_{2(S-E)}$ для января 2030 года

параметр	северная траектория	южная траектория
t_0 , UTC	12.01.2030 20:08:07.496	12.01.2030 17:56:35.356
$t_{сх}$, UTC	29.01.2030 20:08:07.496	28.01.2030 17:56:35.356
$\Delta V_{сх}$, м/с	2.9	6.2
$t_{кпл}$, UTC	24.06.2030 14:59:51.425	04.08.2030 18:05:17.481
$\Delta V_{кпл}$, м/с	14	19
$t_{п}$, UTC	01.07.2030 14:59:51.425	11.08.2030 18:05:17.481
$\Delta V_{т}$, м/с	704	738
$\Delta V_{ф}$, м/с	720.9	763.2
$\Delta t_{(E-M)}$, дн	~169.78	~211
m_f , кг	1619.139	1596.914

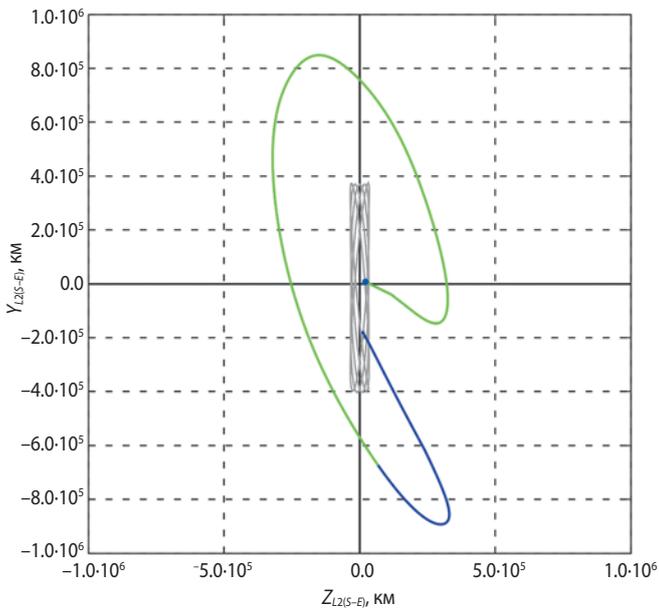
таблица 2 – Основные характеристики перелёта Земля – Луна по северной и южной траекториям выведения через окрестность точки либрации $L_{2(S-E)}$ для июня-июля 2030 года

параметр	северная траектория	южная траектория
t_0 , UTC	22.06.2030 17:55:26.669	06.07.2030 15:29:44.626
$t_{к}$, UTC	07.11.2030 18:10:26.669	11.11.2030 18:59:44.626
$\Delta V_{к}$, м/с	46	40
$t_{п}$, UTC	22.12.2030 18:10:26.669	26.12.2030 18:59:44.626
$\Delta V_{т}$, м/с	732	709
W , м/с	778	749
$\Delta t_{(E-M)}$, дн	~183	~173.1
m_f , кг	1588.183	1603.321

ВЫБОР НИЗКОЭНЕРГЕТИЧЕСКОЙ СХЕМЫ ВЫВЕДЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА НА ОРБИТУ ВОКРУГ ЛУНЫ ЧЕРЕЗ ТОЧКУ ЛИБРАЦИИ L_2 СИСТЕМЫ СОЛНЦЕ – ЗЕМЛЯ ДЛЯ УВЕЛИЧЕНИЯ МАССЫ ПОЛЕЗНОЙ НАГРУЗКИ



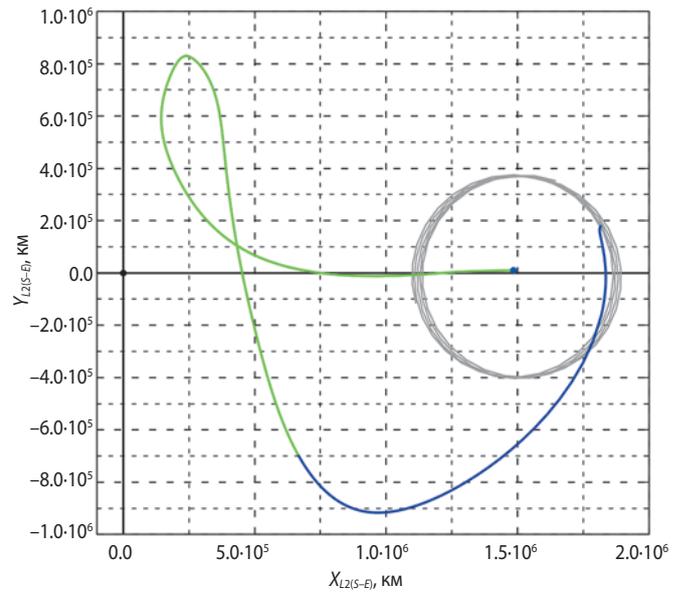
а



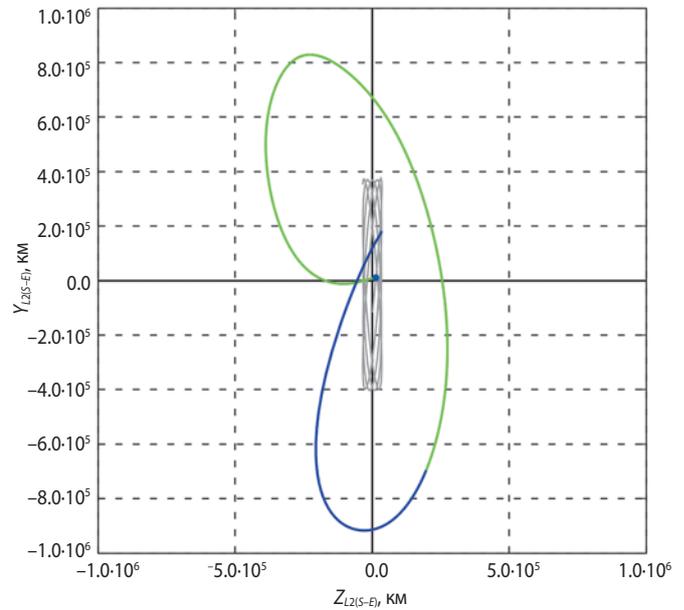
б

рисунок 10. Перелёт Земля – Луна через точку либрации $L_{2(S-E)}$ на плоскости XY (**а**) и YZ (**б**) $L_{2(S-E)}$ – центрической СК по северной траектории при отлёте от Земли 22.06.2030

чтобы КА, двигаясь по траектории Земля – Луна через окрестность точки либрации $L_{2(S-E)}$, попал в Луну или пролетел на как можно меньшем от её центра расстоянии. Это расстояние задаётся кратным нескольким радиусам Луны, но не более 20 тыс. км. Отметим, что величина сокращения вектора скорости меняется пропорционально по всем направлениям на величину от 0.01 м/с до 0.15 м/с с шагом 0.01 м/с.



а



б

рисунок 11. Перелёт Земля – Луна через точку либрации $L_{2(S-E)}$ на плоскости XY (**а**) и YZ (**б**) $L_{2(S-E)}$ – центрической СК по южной траектории при отлёте от Земли 06.07.2030

3. После того, как определена траектория, попадающая в Луну или пролетающая относительно её центра на минимальном расстоянии $r_{лз}$, назначаем время проведения коррекции $t_{кл}$ траектории КА при его подлёте к Луне $\Delta V_{кл}$. В наших расчётах это время $t_{кл}$ принято равным 45 дням до пролёта периселения как соответствующее наименьшей суммарной характеристической скорости.

таблица 3 – Статистические характеристики импульсов скорости на реализацию южной траектории перелёта Земля – Луна через КПО вокруг точки либрации $L_{2(S-E)}$

параметр	$\Delta V_{\text{кл}}, \text{ м/с}$	$\Delta V_{\text{сх}}, \text{ м/с}$	$\Delta V_{\text{кл}}, \text{ м/с}$	$\Delta V_{\text{т}}, \text{ м/с}$
M	20.55	2.88	10.27	695.81
σ	0.33	0.01	0.023	6.92
$M+3\sigma$	21.55	2.88	10.34	716.52
$m_{\beta}, \text{ кг}$	2024.418	2022.345	2014.919	1602.451

4. В итоге получаем искомую траекторию. Варианты для северной и южной траекторий представлены на рисунках 10 и 11.

В таблице 2 приведены основные характеристики перелёта Земля – Луна по северной и южной траекториям выведения через окрестность точки либрации $L_{2(S-E)}$ для июня–июля 2030 года.

Анализ таблицы 2 показал, что при отлёте от Земли 22 июня и 6 июля 2030 года суммарная характеристическая скорость при перелёте с Земли на Луну по северной траектории получается на 29 м/с больше, чем по южной траектории (778 м/с и 749 м/с соответственно).

Из сопоставления таблиц 1 и 2 видно, что первый вариант схемы выведения с использованием импульса схода с КПО вокруг точки либрации $L_{2(S-E)}$ показал лучшие результаты, чем второй вариант – с отсутствующим импульсом схода.

Далее, на третьем этапе, была рассмотрена возможность реализации данных траекторий на практике. В качестве номинальной была взята траектория для первого варианта выведения.

3.5. Оценка суммарной характеристической скорости на реализацию траектории выведения КА на конечную орбиту ИСЛ

Была оценена суммарная характеристическая скорость, необходимая для реализации траектории выведения КА на конечную полярную ($i_f=90^\circ$) круговую ($e_f=0$) орбиту ИСЛ высотой $h_{\text{тф}}=100$ км. При этом рассматривались две основных группы ошибок, возникающих при её реализации: ошибки навигации и сообщений импульсов. Схема и пример траектории для даты отлёта от Земли 16.11.2023 представлены на рисунках 1 и 7.

Был проведён массовый расчёт, состоящий из 2000 случайных реализаций. Напомним, что импульс коррекции на перелёте Земля – точка либрации $L_{2(S-E)}$ был назначен через шесть дней после отлёта КА от Земли, а импульс коррекции траектории перелёта точка либрации $L_{2(S-E)}$ – Луна – за семь суток до пролёта периселения π . Статистические характеристики импульсов скорости на реализацию южной

траектории перелёта Земля – Луна через КПО вокруг точки либрации $L_{2(S-E)}$ приведены в таблице 3.

Ошибки навигации на перелёте Земля – точка либрации $L_{2(S-E)}$ были приняты равными следующим величинам: $\sigma_1(r)=0.0249$ км, $\sigma_1(n)=\sigma_1(b)=0.6477$ км, $\sigma_1(V_r)=0.000543$ м/с, $\sigma_1(V_n)=\sigma_1(V_b)=0.00586$ м/с. В окрестности точки либрации $L_{2(S-E)}$ они были увеличены в два раза: $\sigma_2(r)=2 \cdot \sigma_1(r)$, $\sigma_2(n)=\sigma_2(b)=2 \cdot \sigma_1(n)=2 \cdot \sigma_1(b)$, $\sigma_2(V_r)=2 \cdot \sigma_1(V_r)$, $\sigma_2(V_n)=\sigma_2(V_b)=2 \cdot \sigma_1(V_n)=2 \cdot \sigma_1(V_b)$, а на перелёте точка либрации $L_{2(S-E)}$ – Луна – в три раза: $\sigma_3(r)=3 \cdot \sigma_1(r)$, $\sigma_3(n)=\sigma_3(b)=3 \cdot \sigma_1(n)=3 \cdot \sigma_1(b)$, $\sigma_3(V_r)=3 \cdot \sigma_1(V_r)$, $\sigma_3(V_n)=\sigma_3(V_b)=3 \cdot \sigma_1(V_n)=3 \cdot \sigma_1(V_b)$.

Считаем, что, как и ранее, все импульсы при реализации траектории выведения, за исключением тормозного, выдаются с помощью двигателя с характеристиками: тяга $P=198.84$ Н, скорость истечения газов из сопла $W_e=2810.6$ м/с, импульс последствия $J_{\text{пд}}=1.879$ Н·с. Двигательная установка, реализующая торможение у Луны имеет следующие характеристики: тяга $P=4315.84$ Н, скорость истечения газов из сопла $W_e=3128.3$ м/с, импульс последствия $J_{\text{пд}}=1961$ Н·с. Формулы, по которым определялась точность сообщения импульсов для продольной и поперечной составляющих, были приведены ранее в работе (Гордиенко Е.С. Худорожков П.А., 2016).

В таблице 3 M , σ и $M+3\sigma$ – математическое ожидание, среднее квадратическое отклонение и «оценка сверху» случайной величины.

Анализ данных таблицы 3 показал рост величин корректирующих импульсов скорости при реализации траектории перелёта Земля – Луна через окрестность точки либрации $L_{2(S-E)}$. Так, импульс коррекции $\Delta V_{\text{кл}}$ на перелёте Земля – точка либрации $L_{2(S-E)}$ вырос с ~ 20 м/с до ~ 22 м/с, а импульс коррекции на перелёте точка либрации $L_{2(S-E)}$ – Луна $\Delta V_{\text{кл}}$ вырос с ~ 10.2 м/с до ~ 10.3 м/с.

Также из таблицы 3 видно, что суммарная характеристическая скорость на реализацию траектории перелёта Земля – Луна с использованием импульса схода с КПО в окрестности точки либрации $L_{2(S-E)}$ (по уровню 3σ) с учётом ошибок навигации и сообщения импульсов с вероятностью 99.7% не превысит 788.67 м/с. Ранее было показано, что суммарная

характеристическая скорость, необходимая для реализации траектории простого прямого перелёта Земля – Луна составляет величину от ~ 840 м/с до ~ 885 м/с (Гордиенко Е.С., Худорожков П.А., 2016). Таким образом, даже с учётом того, что из-за ошибок навигации и исполнения импульсов суммарная характеристическая скорость, необходимая для реализации траектории выведения КА с Земли на Луну через точку либрации $L_{2(S-E)}$ растёт, тем не менее её затраты будут на ~ 55 - 100 м/с меньше аналогичных для простого прямого перелёта (Гордиенко Е.С., Худорожков П.А., 2016). Конечная масса КА m_f равна ~ 1602.4 кг. Выигрыш по конечной массе КА в сравнении со схемой простого прямого перелёта составит от ~ 33 до ~ 67 кг.

заключение

1. Рассмотрены схемы с использованием КПО вокруг точки либрации L_2 системы Солнце – Земля при учёте и без учёта импульса схода с КПО, реализующие низкоэнергетические траектории перелёта КА с Земли на Луну.

2. Видно, что первая схема выведения с использованием импульса схода с КПО вокруг точки либрации $L_{2(S-E)}$ показала лучшие результаты, чем вторая схема, где импульс схода не требуется. Выигрыш первого варианта над вторым по суммарной характеристической скорости для северных траекторий составил 57.1 м/с (720.9 м/с и 778 м/с), а для южных траекторий – -14.2 м/с (763.2 м/с и 749 м/с соответственно). Конечная масса КА для первого варианта для северной траектории равна $m_f \cong 1578.4$ кг, а для южной – $m_f \cong 1554.9$ кг.

3. Показано, что на реализацию траектории выведения КА Земля – Луна через окрестность точки либрации L_2 системы Солнце – Земля с использованием импульса схода с КПО с учётом ошибок навигации и сообщения импульсов потребуется ~ 788.67 м/с. Таким образом, даже с учётом того, что из-за ошибок навигации и исполнения импульсов суммарная характеристическая скорость на реализацию траектории выведения КА с Земли на Луну с использованием точки либрации $L_{2(S-E)}$ растёт, её затраты будут на ~ 55 - 100 м/с меньше аналогичных для простого прямого перелёта. Конечная масса КА m_f равна ~ 1602.4 кг. Выигрыш по конечной массе КА в сравнении со схемой простого прямого перелёта составит от ~ 33 до ~ 67 кг.

список литературы

Гордиенко Е.С., Ивашкин В.В., Симонов А.В. Анализ устойчивости орбит искусственных спутников Луны и выбор конфигурации лунной навигационной

спутниковой системы // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 4. С. 40-54.

Гордиенко Е.С., Худорожков П.А. К вопросу выбора рациональной траектории полета к Луне // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 1. С. 15-25.

Ефанов В.В., Долгополов В.П. Луна. От исследования к освоению (к 50-летию космических аппаратов «Луна-9» и «Луна-10») // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 4. С. 3-8.

Ивашкин В.В. Об оптимальных траекториях полета КА к Луне в системе Земля – Луна – Солнце // Препр. ИПМ им. М.В. Келдыша. 2001. № 85. 33 с. URL: https://keldysh.ru/papers/2001/source/rep2001_85.pdf (дата обращения: 19.04.2024).

Ивашкин В.В., Петухов В.Г. Траектории перелета с малой тягой между орбитами спутников Земли и Луны при использовании орбиты захвата Луной // Препр. ИПМ им. М.В. Келдыша. 2008. № 81. 32 с. URL: <http://library.keldysh.ru/preprint.asp?id=2008-81> (дата обращения: 19.04.2024).

Ильин И.С., Заславский Г.С., Лавренов С.М., Сазонов В.В. и др. Баллистическое проектирование траекторий перелёта с орбиты искусственного спутника Земли на гало-орбиту в окрестности точки L_2 системы Солнце – Земля // Препр. ИПМ им. М.В. Келдыша. 2013. № 6. 32 с. URL: <http://library.keldysh.ru/preprint.asp?id=2013-6> (дата обращения: 19.04.2024).

Мжельский П.В., Михайлов Е.А. Формирование орбиты космического аппарата «Спектр-РГ» с обеспечением радиовидимости с российских станций слежения // Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша. 2018. № 9. 18 с. URL: <http://library.keldysh.ru/preprint.asp?id=2018-9> (дата обращения: 19.04.2024).

Folkner W.M., Williams J.G., Boggs D.H. The Planetary and Lunar Ephemeris DE 421. 2009. JPL IOM 343R-08-003.

Parker J.S., Anderson R.L. Low-energy lunar trajectory design // Jet Propulsion Laboratory, Pasadena, California. July 2013. 382 P.

Ren Y., Shan J. Earth-to-Moon Low-Energy Transfers by Using Spacial Transit Orbits // AIAA Sci-Tech Forum. Jan 2014. 15 P. URL: <https://arc.aiaa.org/doi/abs/10.2514/6.2014-0305> (дата обращения: 19.04.2024).

Sorensen T.S., Spudis P.D. The Clementine mission – A 10-year perspective // Journal за Earth System Science. 2005. P. 645-668. URL: https://www.researchgate.net/publication/227009336_The_Clementine_mission_-_A_10-year_perspective (дата обращения: 19.04.2024).

Статья поступила в редакцию 23.04.2024

Статья после доработки 23.04.2024

Статья принята к публикации 23.04.2024

КОСМИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННОГО НАБЛЮДЕНИЯ МЕЖДУ ПРОШЛЫМ И БУДУЩИМ. ЧАСТЬ 1. ТРАНСФОРМАЦИЯ КОНЦЕПЦИИ СОЗДАНИЯ И ПРИМЕНЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ СРЕДСТВ ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННОГО НАБЛЮДЕНИЯ НА РУБЕЖЕ ЭПОХ

SPACE-BORNE ELECTRO-OPTICAL SURVEILLANCE SYSTEMS BETWEEN PAST AND FUTURE. PART 1. TRANSFORMATION OF THE CONCEPT OF DEVELOPMENT AND DEPLOYMENT OF SPACE-BORNE ELECTRO-OPTICAL SURVEILLANCE SYSTEMS AT THE TURN OF THE AGES



Н.Н. Клименко¹,
кандидат технических наук,
klimenkonn@laspace.ru;
N.N. Klimenko



К.А. Занин¹,
доктор технических наук,
zaninka@laspace.ru;
K.A. Zanin

Рассматриваются основные этапы трансформации концепции создания и применения космических средств наблюдения, включая КА оптико-электронного наблюдения военного и двойного назначения, в период после первой войны в зоне Персидского залива и по настоящее время. Проведён анализ таких программ, как FIA-O, 8X/EIS, BASIC, two-plus-two plan, Next generation EO program, AMCD/SMT, OpTIIX, Hybrid satellite system, Arc-F, Architecture of the Next с учётом влияния на их развитие ключевых технологий, таких как SMT, ATR, AI, ML, MAVEN, и их взаимосвязь. Рассматриваются особенности, состояние, перспективы применения КА оптико-электронного наблюдения в составе интегрированной гибридной космической системы наблюдения. Особое внимание уделено влиянию формирования банка эталонных изображений для автоматического распознавания целей на изменения в орбитальной группировке КА оптико-электронного наблюдения военного назначения.

Article considers the milestones of transformation of concept of development and operation of space-borne surveillance systems, including military and dual-purpose electro-optical satellites, in the period from Gulf War 1 up to the present. Analysis of such programs as FIA-O, 8X/EIS, BASIC, two-plus-two plan, Next generation EO program, AMCD/SMT, OpTIIX, Hybrid satellite system, Arc-F, Architecture of the Next is carried out with regard to the impact of such key technologies as SMT, ATR, AI, ML, MAVEN on development of space-borne surveillance systems and their interconnection. Peculiarities, present situation and future operation of dual-purpose satellites in integrated hybrid space-borne surveillance system are considered. Special attention is paid to the impact of the task of reference images database creation for automatic target recognition on electro-optical satellite develop

¹ АО «НПО Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.

Lavochkin Association, JSC, Russia, Moscow region, Khimki.

КОСМИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННОГО НАБЛЮДЕНИЯ МЕЖДУ ПРОШЛЫМ И БУДУЩИМ. ЧАСТЬ 1. ТРАНСФОРМАЦИЯ КОНЦЕПЦИИ СОЗДАНИЯ И ПРИМЕНЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ СРЕДСТВ ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННОГО НАБЛЮДЕНИЯ НА РУБЕЖЕ ЭПОХ

Ключевые слова:

космические аппараты оптико-электронного наблюдения; космические аппараты двойного назначения; концепция; трансформация; автоматическое распознавание целей; телескоп с сегментированным зеркалом; гибридная космическая система.

Key words:

electro-optical surveillance satellites; dual-purpose satellites; concept, transformation; automatic target recognition; segmented mirror telescope; hybrid space system.

ВВЕДЕНИЕ

Со времени первой «космической войны» в Персидском заливе космические средства наблюдения неуклонно становятся доминирующим фактором достижения успеха в вооружённом противостоянии великих держав. Ведущая роль в создании и применении космических средств оптико-электронного наблюдения (КС ОЭН) принадлежит США. В настоящем аналитическом обзоре в качестве КС ОЭН рассматриваются КА ОЭН военного назначения типа KeyHole, а также КА ОЭН, создаваемые на коммерческой основе и применяемые по двойному назначению. Другие космические средства наблюдения рассматриваются только в части их взаимодействия с КС ОЭН.

Космические системы наблюдения, в том числе военного назначения, регулярно рассматриваются в открытых отечественных научно-технических публикациях. Наиболее полное их описание содержится в (Меньшиков Ю.К., 2013; Военные космические спутники США). Как правило, эти материалы ограничиваются формальным перечислением КА наблюдения и попытками изложения соответствующих сведений в хронологическом порядке. К сожалению, в этих материалах содержится много сведений о возможностях зарубежных космических систем наблюдения, как правило завышенных, а зачастую просто ошибочных, не подкреплённых их анализом и соответствующими обоснованиями и/или доказательствами.

Безусловно, закрытый характер сведений по рассматриваемой тематике и отрывочные и зачастую противоречивые заключения тех или иных экспертов, публикуемые в открытой печати, не способствуют установлению истинного положения дел. При этом авторам большинства материалов по рассматриваемой тематике не удалось установить причинно-следственные связи между теми событиями, которые определяют концепцию создания и применения космических средств наблюдения и содержание её трансформации на рубеже эпох «стратегического затишья» и «возобновления противоборства великих держав».

Авторы настоящего аналитического обзора постарались избежать многих ошибок, допущенных предшественниками. При этом авторы не настаивают на достоверности всех хронологических данных, а также не обсуждают различные толкования конкретных

названий разведывательных КА на различных этапах их развития, полагая, что важным является содержание трансформационных процессов, а не угадывание и навешивание атрибутивных ярлыков на наименование КС ОЭН в процессе их развития.

В основу настоящего аналитического обзора авторы положили установление влияния изменения угроз национальной безопасности под воздействием смены военно-политической обстановки, а также влияния технологических инноваций на содержание процессов трансформации концепции создания и применения космических средств наблюдения.

В подтверждение многих аналитических выводов авторы впервые приводят уникальные результаты моделирования процессов применения орбитальных группировок КА ОЭН и радиолокационного наблюдения (РЛН) типа KH-11 и TOPAZ. Кроме того, аналитический разбор результатов моделирования привёл авторов к неожиданным, но существенным выводам, которые будут представлять значительный интерес для специалистов, в том числе заказчиков космических систем наблюдения.

В рамках одной статьи, даже достаточно большого объёма, к сожалению, не удаётся проанализировать все аспекты рассматриваемого вопроса. Поэтому авторы, по возможности, отсылают заинтересованных читателей к ряду своих публикаций, а также наиболее значимым публикациям других авторов, как отечественных, так и зарубежных.

1. Основные направления трансформации концепции создания и применения КС ОЭН по итогам «первой космической войны» в зоне Персидского залива

Космические средства наблюдения со времени своего зарождения и до начала 1990-х годов были инструментом стратегического информационного противостояния между США и СССР при их абсолютном доминировании в сфере их производства и применения. Это предопределило закрытый характер как самих космических средств наблюдения, так и материалов космической съёмки.

Концепция создания и применения космических средств наблюдения длительное время формировалась исходя из решения «медленных» стратегических

задач, требующих предельно возможного разрешения на местности при планово-периодическом глобальном наблюдении. Для традиционных космических средств характерны уникальность и техническая сложность, предельно возможный срок активного существования и, как следствие, высокая стоимость КА и средств их выведения на орбиту.

Ситуация радикально изменилась в начале 1990-х годов, когда события, связанные с итогами войны в Персидском заливе и распадом СССР, положили начало трансформации концепции создания и применения космических средств наблюдения, процесс которой не завершён и в настоящее время.

«Первая космическая война» – операция «Буря в пустыне» – в зоне Персидского залива впервые установила важную и необходимую роль космических средств в информационном обеспечении группировки войск и оружия в ходе боевых действий. А с другой стороны, были выявлены и непреодолимые ограничения существующих космических средств на уровне решения тактических задач, основной вклад в решение которых вносили средства воздушного базирования: самолёты E-3 AWACS, JSTARS, БПЛА Global Hawk, Predator и др.

Итоги «первой космической войны», необходимость разрешения выявленных противоречий предопределили вектор развития космических средств наблюдения на последующий период, характеризуемый фактическим прекращением стратегического противостояния великих держав в связи с распадом СССР. Позже этот период локальных войн и вооружённых конфликтов получил название «эпохи стратегического затишья», растянувшейся на последующее 30-летие.

Установленные проблемы в области космических средств наблюдения имели на то время два очевидных решения: увеличение количества КА на низких орбитах или вывод КА с аппаратурой наблюдения на более высокие орбиты. Ввиду неприемлемых затрат на увеличение дорогостоящих КА в орбитальной группировке предпочтительным считался вывод КА на более высокие орбиты, благодаря чему увеличивалась длительность их нахождения над целевыми районами. По существу, речь шла о выборе между обзорной площадной съёмкой со средним разрешением и высокопериодической объектовой съёмкой с высоким разрешением. Предпочтение по критическому параметру – цене – было отдано ограниченной группировке на высоких орбитах. Рассматривался вариант уже применяемого в составе КА КН-11 оптико-электронного комплекса (ОЭК) с диаметром апертуры 2,4 м. Такой ОЭК с высоты 5000 км обеспечивает разрешение 1 м, что считалось приемлемым для решения большинства задач, в том числе тактического уровня. Для оценки возможностей по обзорной площадной съёмке проводилось моделирование съёмки с ряда высоких орбит. В качестве рационального

выбора рассматривалась эллиптическая орбита высотой 5000×500 км с наклоном 63,4 и 116,6 градусов. Такая орбита обеспечивала высокое разрешение в перигее и длительное «зависание» на апогейном участке. Аргумент перигея при этом мог бы выбираться исходя из потребностей решаемой задачи, т.е. подстраиваться под назначенные районы особого внимания (*Spysats: going higher?; Higher spysats?*).

Выбор такой орбиты обеспечивал также и большую защищённость КА от несанкционированных воздействий. Эта проблема уже тогда вызывала озабоченность у специалистов. Следует отметить, что в предшествующий период с такой целью предпринималась попытка создания КА, скрытного от средств радиолокационного и визуального наблюдения по проекту MISTY/AFP-731, запуск которого, по имеющейся информации, мог быть произведён на орбиту с высотой 800 км и наклоном 65 градусов в начале 1990 года. Проект впоследствии был закрыт. Однако полученный научно-технический задел, как представляется, был использован в последующих проектах космических средств наблюдения.

Такая орбита позволяла решить на приемлемом уровне и проблему непосредственного оперативно-го взаимодействия космических средств наблюдения и наземных комплексов управления и приёма информации, развёртываемых в зоне боевых действий.

Вместе с тем, несмотря на рациональность такого выбора орбиты, вследствие несоответствия разрешения уровню, требуемому для решения стратегических задач, требовалось, по существу, создание КА нового поколения с большим размером апертуры ОЭК. В частности, рассматривался проект ОЭК на базе развёртываемого на орбите сегментированного зеркала с диаметром 2,92...3,14 м по типу зеркала, разрабатываемого для КА JWST (*Состояние и направления развития военных оптико-электронных и радиолокационных космических систем наблюдения США; In death of spy satellite program, lofty plans and unrealistic bid; KH-11 kennen...*).

Однако в то время допускалась лишь недорогостоящее усовершенствование ОЭК и КА наблюдения в целом. Это было обусловлено серьёзными пересмотром к середине 1990-х годов угроз национальной безопасности времён «холодной войны», а вместе с этим подверглась пересмотру и концепция национальных технических средств наблюдения, и в первую очередь концепция космической разведки. В последующий период востребованность дорогостоящих КА типа КН-11 для мониторинга таких объектов, как стратегические авиабазы и военно-морские базы, позиционные районы МБР и объекты хранения ядерных головных частей, крупные пункты управления и узлы связи, военные городки, предприятия ракетно-космической отрасли и предприятия по производству вооружения и военной техники и другие

КОСМИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННОГО НАБЛЮДЕНИЯ МЕЖДУ ПРОШЛЫМ И БУДУЩИМ.

ЧАСТЬ 1. ТРАНСФОРМАЦИЯ КОНЦЕПЦИИ СОЗДАНИЯ И ПРИМЕНЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ СРЕДСТВ ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННОГО НАБЛЮДЕНИЯ НА РУБЕЖЕ ЭПОХ

критически важные объекты Российской Федерации, а тем более КНР, в условиях наступившего «стратегического затишья» снизилась до предельно допустимого уровня.

2. Трансформация концепции создания и применения КС ОЭН в рамках проектов 8X/EIS и FIA-O

Конечно же, космические средства наблюдения оставались неотъемлемой частью разведывательных и военных операций, включая задачи по мониторингу ядерных объектов в Иране и КНДР, картографированию и формированию опорной геопространственной информации на потенциальные районы применения вооружённых сил и сил специальных операций, а также добывание информации в интересах планирования применения СЯС и высокоточного оружия большой дальности. Однако считалось, что для этого достаточно поддерживать орбитальную группировку существующих КА военного назначения на минимально допустимом уровне: 4 КА ОЭН и 2 КА РЛН. При этом задача обеспечения войск тактической информацией возлагалась преимущественно на авиационные комплексы, подтвердившие свою высокую эффективность в ходе локальных войн и вооружённых конфликтов.

Однако уже тогда в таких ведомствах, как агентства NRO и NGA, непосредственно отвечающих за разработку и применение космических средств наблюдения, такой консервативный подход рассматривался как ущербный и недальновидный, не соответствующий интересам национальной безопасности. Поэтому уже к середине 1990-х годов был разработан традиционным головным разработчиком КА наблюдения военного назначения корпорацией Lockheed Martin и предложен к реализации проект 8X/EIS (*Enhanced Imaging System; The effects of super-resolution on object detection performance in satellite imagery*), замысел которого состоял в модернизации КА типа КН-11 для широкополосной съёмки с высоким разрешением без разработки нового КА. Модернизацию планировалось осуществить с использованием научно-технического задела по проекту MISTY-2, работы по которому находились в тот период в стадии завершения. Следует отметить, что массогабаритные характеристики разрабатываемого по этому проекту КА были значительно меньшими, чем массогабаритные характеристики планируемого к модернизации КА КН-11.

Для обеспечения обзорной площадной съёмки назначенных районов в рамках проекта 8X/EIS планировался запуск модернизированного КА на высокоэллиптическую солнечно-синхронную орбиту высотой 633×7604 км с критическим наклоном 116,6 градусов, идеальную для реализации замысла проекта 8X. Такая орбита характеризуется постоянством положения перигея и нахождением

апогея на широте 58,5 градусов (*8X Enhanced Imaging System*). Для обеспечения высокого разрешения в модернизируемом КА планировалось использование ОЭК с увеличенной до 3 м апертурой за счёт внедрения телескопа с развёртываемым на орбите сегментированным главным зеркалом, изготовленным по технологии, ставшей известной по проекту JWST (*Enhanced Imaging System*). Отметим, что работы по созданию космического телескопа на базе сегментированного зеркала инициированы заказывающим управлением NRO ещё в 1990-х годах.

Достоверных данных о реализации запуска КА по этому проекту нет. Вместе с тем запущенный в 1999 году КА USA-144 рассматривается квалифицированными экспертами как модернизированный по проекту 8X/EIS КА MISTY-2. Такое предположение базируется на сходстве многоимпульсной схемы выведения этого КА со схемой выведения КА USA-53 (MISTY-1/AFP-731) в 1990 году. КА USA-144 был запущен на необычную орбиту высотой 2700×3100 км с наклоном 63,4 градуса. По имеющейся информации, работы по проекту корпорация Lockheed Martin продолжила и в последующий период с планируемым сроком запуска КА с улучшенными ГТХ в 2004–2005 годах.

В то же время со стороны войск и, прежде всего, со стороны армейского руководства, которое уже непосредственно испытало дефицит космической информации при применении высокоточного оружия большой дальности, не восполняемы авиационными комплексами, в противовес изложенному выше подходу к применению средств космического наблюдения началось активное продвижение концепции создания и применения малых КА (МКА), подхваченное промышленностью. В связи с этим в 1996 году специальной комиссией рассматривалась возможность и целесообразность создания орбитальной группировки относительно недорогих КА с пониженными массогабаритными характеристиками для запуска менее дорогостоящими ракетами-носителями.

Полагалось, что совместное применение «бегемотов» (имелись в виду КА КН-11 и Lacrosse) и МКА обеспечит выполнение необходимых требований по периодичности наблюдения и высокому разрешению.

По разным оценкам, промышленность была готова к созданию КА, на 20–25% легче, но со снижением оперативно-технических характеристик. Сторонники создания МКА заявляли, что вместо 5–10-летнего цикла изготовления больших КА возможно создание МКА массой 4–5 тонн в течение 24–48 месяцев, способных выполнять типовые задачи наблюдения, включая выдачу данных для целеуказания оружию. Однако заказывающее управление космических средств наблюдения NRO настояло на том, что такой переход преждевременный, что он станет возможным через 7–10 лет т.е. к 2002–2005 годам.

При этом было отмечено, что МКА никогда не будут оптимальным выбором для решения задач в области обороны и безопасности (*House, Senate debate small spysats*) (запомним это утверждение: оно даёт основу для понимания дальнейшей трансформации концепции космического наблюдения).

Экспертная комиссия, упомянутая выше, допуская возможность перехода к МКА, после доводов NRO отметила в докладе конгрессу и сенату, что революционные изменения в столь чувствительной для национальной безопасности области допустимо производить только после тщательной проработки всех аспектов рассматриваемой проблемы. В результате был дан старт двум взаимосвязанным процессам: развёртывания программы модернизации космических средств наблюдения FIA – Future Imagery Architecture и легитимной разработки МКА с бортовой аппаратурой высокого разрешения на коммерческой основе, но с прицелом на их применение по двойному назначению по мере достижения ТТХ, приемлемых для военных потребителей.

Учреждение программы FIA имело целью создание серии КА, не уступающих по своим возможностям существующим на то время КА KH-11 и Lacrosse, но отличающихся от них значительно меньшими массо-габаритными характеристиками и стоимостью. Программа FIA включала две подпрограммы: FIA-O (optical), которая должна была аккумулировать технологии МКА в соответствии с требованиями заказчика, и FIA-R (radar), в рамках которой планировалось улучшение качества радиолокационных изображений. Предположительно, одной из ключевых задач подпрограммы FIA-O было обеспечение вывода КА на более высокие орбиты с целью улучшения условий для решения тактических задач и повышения защищённости от несанкционированных воздействий.

Выбор головного исполнителя программы FIA осуществлялся на конкурсной основе. Подпрограмма FIA-R по конкурсу досталась корпорации Boeing. По подпрограмме FIA-O приоритет был также отдан корпорации Boeing, предложения которой оказались более консервативными, чем инновационные предложения корпорации Lockheed Martin, базирующиеся на научно-техническом заделе, полученном по проекту 8X/EIS/MISTY.

Запуск первого КА ОЭН по подпрограмме FIA-O планировался на 2003–2005 годы. Однако, как выяснилось, «положить на бумагу» проект, выигравший конкурс у более опытного конкурента, не означало победить при воплощении его «в металле».

Для разработки модернизированного КА ОЭН была создана специальная команда из 300 высококвалифицированных специалистов под названием Team 377, в задачу которой входило представление в течение года (эскизного) проекта дешёвого и высокотехнологичного КА на базе прецизионного ОЭК.

Первоначально эта команда основные усилия направила на создание прецизионных системы СУОС и двигательных блоков. Но уже на этом направлении выявились огромные системные и программные проблемы, ведущие к существенному удорожанию проекта и затягиванию сроков его реализации. Для снижения затрат перешли к использованию комплектующих изделий категории COTS и имеющегося задела по бортовому программному обеспечению.

Однако наиболее серьёзной оказалась проблема создания крупногабаритного ОЭК на базе уже применяемых телескопов, но обеспечивающих обзорную площадную съёмку и объективную съёмку с высоким разрешением (*The effects of super-resolution on object detection performance in satellite imagery*). Разработчики пошли по пути создания ОЭК на базе революционного zoom-телескопа типа трансфокатора или вариообъектива для обеспечения широкоугольной съёмки больших районов и высокодетальной объектовой съёмки. Кроме того, было принято решение использовать для устранения влияния вибрации на качество изображения вместо традиционного трипода автоматическую систему компенсации на базе zoom-технологии. Такой путь реализации проекта оказался тупиковым: для ОЭК с большим углом поля зрения применение zoom-технологии сопровождалось значительной потерей светосилы, паразитными засветками изображения и потерей на нём мелких деталей. Попытки преодолеть эти и другие технические проблемы сопровождались непрерывным ростом затрат, превышающим бюджет проекта, и неприемлемым сдвигом сроков его завершения. Вследствие этого в 2005 году подпрограмма FIA-O была закрыта.

3. Космический оптико-электронный комплекс на базе телескопа с сегментированным зеркалом как фактор ускорения создания КС ОЭН нового поколения

На принятие решения о закрытии подпрограммы FIA-O, как представляется, также повлияли положительные результаты создания демонстратора усовершенствованного зеркала в рамках совместного проекта NRO, NASA и BBC под названием AMSD (Advanced Mirror System Demonstrator), инициированного NRO в 1996 году и исполненного при головной роли корпорации Northrop Grumman (*Военные двойники телескопа имени Джеймса Уэбба; Why NASA's James Webb telescope and its galactic discoveries owe something to spy satellites*). Проект AMSD – это проект двойного назначения по созданию сегментированных зеркал различной площади для телескопа JWST, а также для перспективных КА ОЭН военного назначения и для перспективного ударного КА SBL (Space Based Laser).

КОСМИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННОГО НАБЛЮДЕНИЯ МЕЖДУ ПРОШЛЫМ И БУДУЩИМ. ЧАСТЬ 1. ТРАНСФОРМАЦИЯ КОНЦЕПЦИИ СОЗДАНИЯ И ПРИМЕНЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ СРЕДСТВ ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННОГО НАБЛЮДЕНИЯ НА РУБЕЖЕ ЭПОХ

В начальной фазе проект космического телескопа нового поколения NSGT (Next Generation Space Telescope) был совместным, но в 2002 году произошло выделение работ по телескопу JWST (*JWST primary mirror technology*) в отдельный проект (при сохранении единого головного исполнителя и единой технологии изготовления на основе бериллия), который стал заметно отличаться от своего военного аналога, получившего название SMT (Segmented Mirror Telescope). Новая технология позволяет выводить на орбиту ОЭК, диаметр апертуры которых превышает 2,4 м (размер монолитного зеркала КА КН-11), за счёт возможности их сворачивания в компактную форму при запуске и развёртывания на орбите. Такие зеркала значительно легче и дешевле своих монолитных аналогов. Отметим, что первоначально запуск разведывательных КА с ОЭК на базе сегментированных зеркал планировался с борта многоэтажного транспортного космического комплекса (МТКК) «Шаттл», а впоследствии с борта Международной космической станции МКС, что не было реализовано по ряду причин.

Сегментированные зеркала представляют собой сборку шестигранных полужёстких сегментов, изготовленных по технологии адаптивной оптики, кривизна и положение которых корректируются с использованием микромеханических устройств – «актюаторов» – для исправления ошибок сочленения или размещения после развёртывания их на орбите. Именно этим компонентом телескоп SMT существенно отличается от JWST и превосходит его. Это обусловлено тем, что телескоп JWST, состоящий из 18 сегментов, предназначен для съёмки только в инфракрасном (ИК) диапазоне волн, а телескоп SMT состоящий из шести сегментов – для съёмки в более широком диапазоне волн, охватывающем видимый и ИК-диапазоны, а также диапазоны волн для гиперспектральной съёмки.

Для этого в телескопе SMT применяются суперпрецизионная система для настройки кривизны и положения сегментов из 156 «актюаторов» на каждом сегменте, в отличие от его большего «собрата», где имеется только шесть «актюаторов» на сегмент (*Adaptive optics center of excellence for national security*). При этом телескоп типа SMT характеризуется значительно более высокой светосилой и более высоким разрешением во всех диапазонах волн по сравнению с классическими телескопами, что особенно важно при гиперспектральной съёмке. Кроме того, для телескопа типа SMT нет необходимости в использовании мощной криогенной техники и массивных теплозащитных щитов. Следовательно, можно предположить, что военное использование телескопов с сегментированными зеркалами начато задолго до миссии JWST.

К 2010 году работы по проекту AMSD были завершены, проект был закрыт. Однако работы по телескопу типа SMT были продолжены, предположительно,

в рамках проекта по созданию КА ОЭН нового поколения Next Generation Electro-Optical program, реализация которого, а также изготовление двух «старых» КА КН-11 перешли к корпорации Lockheed Martin после закрытия в 2005 году подпрограммы FIA-O и последующего официального закрытия проекта MISTY. При этом демонстрационный образец телескопа SMT в 2010 году был передан NRO в академию военно-морского флота (ВМФ) (Naval Postgraduate school) для исследовательских и учебных целей (*NPS new home for giant segmented mirror*). Некоторые специалисты полагают, что это произошло вследствие потери интереса NRO к этой технологии в связи с прекращением в то время полётов МТКК. Однако последующие факты опровергают такое предположение.

Переданный в академию ВМФ телескоп SMT отличается от телескопа JWST не только прецизионной системой юстировки зеркала, но и материалом, из которого изготовлены сегменты, а также сканирующее зеркало. Эти изделия, изготовленные дочерней компанией корпорации Northrop Grumman, представляют собой активные гибридные зеркала типа АНМ с подложкой из облегчённого карбида кремния с покрытием многослойной позолоченной наноламинатной плёнкой (*Applications of MEMS segmented mirror space telescopes*). Удельная масса такого изделия составляет всего 10 кг/м², что более чем в два раза меньше удельной массы таких изделий из бериллия. На базе телескопа SMT, изготовленного по технологии АНМ, в академии ВМФ проводились исследования по активному контролю и коррекции поверхности зеркал с использованием методов лазерной метрологии. Цель исследований – разработка технологии коррекции адаптивной оптики с погрешностью не более 10 нм при развёртывании на орбите телескопов типа SMT с диаметром апертуры от 10 до 20 м, что свидетельствует о далеко идущих планах NRO – заказчика этих исследований.

Результаты исследований академии передавались группе научно-исследовательских организаций, заключивших контракт с NASA и NRO на проведение начиная с 2012 года уникального эксперимента OpTIX (Optical Testbed and Integration on ISS eXperiment) по роботизированной сборке телескопа с сегментированным зеркалом на борту МКС (*OpTIX: an ISS-based testbed paving the roadmap to a next generation*). Цель эксперимента состояла в разработке роботизированной технологии для удешевления и сокращения сроков создания космических телескопов с большой апертурой. По оценке, использование результатов такого эксперимента позволяло снизить стоимость телескопа с диаметром сегментированного зеркала 3 м на 60% и создавало предпосылки для создания космического телескопа с диаметром апертуры 8 м.

Основное содержание эксперимента составляли: создание технологии волнового детектирования погрешностей сочленения и положения сегментов и их корректировки с точностью не хуже 10 нм, а также технологии получения высококачественного изображения с использованием лазерной метрологии и активных гибридных зеркал на базе нанопластинчатой плёнки и карбид-кремниевой подложки. Проведение эксперимента на базе уменьшенного в два раза аналога телескопа SMT показало возможность сборки и юстировки с точностью, обеспечивающей практически идеальное по критерию Штреля качество изображения (число Штреля 80% при длине волны 600 нм, отношении сигнал/шум 5 и угле поля зрения 3×3 угловых минут). По оценке специалистов, к 2018–2020 годам планировалось обеспечить серийное производство космических телескопов с апертурой не менее 3 м.

Это даёт основание полагать, что выводимые в 2020-е годы. КА типа КН-11 осуществляют высокодетальную съёмку с использованием рассмотренных выше телескопов в видимом и ИК-диапазонах, а также способны осуществлять гиперспектральную съёмку.

Эксперты также полагают, что после внедрения такой технологии в КА наблюдения военного назначения классические телескопы стали ненужными. И действительно, в 2011 году NRO передаёт в NASA как ненужные классические телескопы с диаметром апертуры 2,4 м, изготовленные для КА КН-11 «старого» образца для использования в научных миссиях (*Top secret KH-11 spysat design revealed by NRO's gift to NASA*). Передача этих телескопов сопровождалась раскрытием их основных характеристик, ранее имевших гриф «совершенно секретно», что традиционно происходило после полного завершения применения секретного вооружения по целевому предназначению.

4. Новые приоритеты: провал проекта BASIC и возрастание роли КА ОЭН двойного назначения, создаваемых на коммерческой основе

Реализация нового инновационного проекта ОЭК в период после закрытия подпрограммы FIA-O все ещё имела целью, как представляется, вывод перспективных КА ОЭН на более высокие и, следовательно, более защищённые орбиты при сохранении предельно высокого разрешения. Такое предположение подтверждается тем, что вместо закрытой подпрограммы FIA-O после смены головного разработчика и реформатирования работ и их финансового обеспечения в 2007 году был заявлен новый проект создания КА ОЭН нового поколения под названием BASIC (Broad Area Satellite Imaging Collection).

В рамках проекта BASIC планировалась разработка и поставка двух КА ОЭН на базе одного из коммерческих КА компании GeoEye или Digital Globe для обеспечения площадной съёмки со средним разрешением порядка 0,25 м. Создание и применение таких КА ОЭН имело целью реализовать совместно с модернизированными корпорацией Lockheed Martin «старыми» КА КН-11 возможность площадной и высокодетальной объектовой съёмки, не реализованную в КА нового поколения в рамках подпрограммы FIA-O.

Запуск модернизированных «старых» КА и разработанных по проекту BASIC планировался в период 2011–2013 годов. В соответствии с этим планом в 2011 году был осуществлён запуск «старого» КА USA-224, NROL-49, а в 2013 году – запуск КА USA-245, NROL-65. КА USA-224 и USA-245 были выведены на традиционные для орбитальной группировки КА КН-11 орбиты: соответственно на основную восточную и основную западную орбиты (*Next round of US: optimal satellites to start launching in 2018*). До этого на этих орбитах находились КА USA-161 и USA-186, запущенные в 2001 и 2005 годы.

Затем они были традиционно переведены на соответствующие запасные орбиты. Перемещение на запасные круговые орбиты производилось с понижением орбиты, и это обеспечивало устойчивые условия для достижения высокого разрешения на всех суточных витках, что требовалось, как отмечали эксперты, для проведения исследований в интересах формирования требований к КА ОЭН нового поколения.

По состоянию на 2015 год все четыре КА находились в оперативном использовании в традиционном орбитальном построении на солнечно-синхронных орбитах: плоскости основных орбит разнесены по долготе на 48–50 градусов, плоскость восточной запасной орбиты смещена на 20 градусов восточнее основной орбиты, а плоскость западной запасной орбиты – на 10 градусов западнее основной орбиты. КА в восточной плоскости обеспечивали съёмку в послеполуденные часы по местному времени, а КА в западной плоскости – в утреннее время. Такой подход к выбору орбит обусловлен тем, что он повышал достоверность дешифрирования снимков, проводимого, как правило, по теням, а также тем, что эти орбиты обеспечивали регулярную повторяемость каждые четыре дня условий съёмки одних и тех же объектов с целью систематического мониторинга изменений.

Что касается проекта BASIC, то он «не пошёл» ещё на стадии рассмотрения и был закрыт в 2008 году, несмотря на то, что в нём военными заказчиками были максимально учтены тенденции того периода в части использования возможностей КА наблюдения, создаваемых на коммерческой основе. Коммерческим провайдерам удалось пролоббировать свои интересы в Конгрессе, воспользовавшись ослаблением

КОСМИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННОГО НАБЛЮДЕНИЯ МЕЖДУ ПРОШЛЫМ И БУДУЩИМ. ЧАСТЬ 1. ТРАНСФОРМАЦИЯ КОНЦЕПЦИИ СОЗДАНИЯ И ПРИМЕНЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ СРЕДСТВ ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННОГО НАБЛЮДЕНИЯ НА РУБЕЖЕ ЭПОХ

авторитета и полномочий NRO после громких провалов ряда их предшествующих проектов. Для расширения возможностей космической разведки в тот период было предписано наращивать объём закупок материалов космической съёмки у коммерческих операторов.

Поскольку уступки военных заказчиков в рамках проекта BASIC были недооценены и отвергнуты, то с их стороны была продолжена линия на дальнейшее развитие разведывательных космических средств высокого разрешения. В качестве обоснования было заявлено, что для обнаружения и идентификации определённого перечня типов критически важных объектов требуется ОЭК с разрешением не менее 0,1 м. В свою очередь, это требовало создание телескопа с диаметром апертуры не менее 2,9–3 м, как это заявлялось и ранее в проектах 8X/EIS и FIA-O. А его реализация, как это было показано выше, уже прорабатывалась на базе использования сегментированных зеркал (*Gum in the Keyhole*).

Особо отмечалась важность этого направления в связи с нарастающими проблемами информационного обеспечения применения высокоточного оружия большой дальности. В то время, несмотря на эйфорию от результатов применения такого оружия в Югославии и в ходе «второй космической войны» в Персидском заливе, уже вырисовывались контуры перспективной системы информационного обеспечения, функционирующей в масштабе времени, близком к реальному, что впоследствии привело к коренному пересмотру концепции создания и применения космических средств наблюдения. Более глубоко содержание указанных проблемных вопросов будет рассмотрено ниже.

Профессионалы в NRO и NGA предвидели это и сумели по результатам закрытия проекта BASIC «зарезервировать» за собой право на проработку соответствующих предложений, которые были представлены и защищены в Конгрессе в 2009 году.

Однако на принятие решений в то время сильное влияние оказывало то обстоятельство, что на государственном уровне возобладали политика приоритетного использования космических средств наблюдения коммерческих операторов, пик использования которого наблюдался в конце 2000-х – начале 2010-х годов. На то были различные причины: после событий 11.09.2001 был продекларирован переход к «войне с террором» (War of Terror) и, как следствие, произошло переформатирование угроз национальной безопасности, для противостояния которым экономически выгодным стало применение коммерческих КА по двойному назначению. «Старые» КА военного назначения не стоили того, чтобы наращивать их орбитальную группировку в сложившейся тот период обстановке.

В то же время рост количества и возможностей КА двойного назначения по периодичности наблюдения и по разрешению на местности позволял на приемлемом уровне решать и задачи слежения за объектами террористов, и задачи мониторинга стратегических объектов. А задачи тактического уровня, включая информационное обеспечение применения оружия против иррегулярных формирований, не имеющих на вооружении интегрированных систем ПВО, решались с применением авиационных комплексов типа JSTARS, AWACS, Global Hawk, Predator, Reaper.

В результате под давлением промышленных кругов президентской директивой PDD-23 была сформирована новая политика в области создания и применения МКА наблюдения, разрабатываемых на коммерческой основе. Принятые в этот период решения и нормативные документы требовали, чтобы американские компании проводили агрессивную политику на рынке материалов космической съёмки при одновременном требовании защиты американских интересов в сфере безопасности и международного сотрудничества.

Сторонники этого курса напоминали своим оппонентам из разведывательного сообщества, что их намерения, возможно, вступают в противоречие с законом 2003 года о политике в области коммерческих средств ДЗЗ, который требовал «полагаться в максимальной степени на возможности США коммерческих космических средств ДЗЗ для удовлетворения потребностей в видовой и геопространственной информации военных, разведывательных, внешнеполитических, внутривнутриполитических и гражданских пользователей». Упомянулся и закон 2006 года о национальной космической политике, который также требовал от федерального правительства максимально возможного использования коммерческих космических средств в интересах национальной безопасности. Следствием этих решений стала разработка и применение космических средств наблюдения нового поколения Ikonos, GeoEye, OrbView, Quickbird, а позже и WorldView, материалы съёмки с которых с субметровым разрешением интенсивно использовались по контрактам с военными организациями.

Руководство Минобороны и NRO, вынужденное в этих условиях соглашаться с возросшей ролью коммерческих провайдеров космической видовой информации, по-прежнему заявляло, что наряду с этим ведётся интенсивная проработка архитектуры космического наблюдения нового поколения.

Возможности КА наблюдения двойного назначения на том этапе использовались преимущественно для решения менее приоритетных задач с целью перераспределения ресурса разведывательных КА на задачи, соответствующие первоначальному замыслу их применения. Наибольший интерес

для Минобороны и NRO, видимо, представляло использование КА двойного назначения в интересах наработки требований к перспективным КА наблюдения военного назначения на фоне решения ими текущих задач оперативного слежения за обстановкой. Это было обусловлено тем, что в таких КА непрерывно наращивались возможности на базе новейших технологий и передовых научно-технических решений с целью адаптации их бортовой аппаратуры к изменяющейся обстановке и вновь возникающим задачам. К числу таких направлений их использования можно отнести (*Towards a theory of spacepower*):

- исследование мультиинформационных способов выявления изменений в обстановке, а также способов обнаружения замаскированных объектов;
- изучение эффективности оперативного межобъектового перенацеливания КА для повышения производительности съёмки при пролёте над назначенным районом, а также для разрешения проблемы съёмки больших районов с приемлемым разрешением;
- отработка способов адаптивного наращивания орбитальной группировки МКА для ситуативного повышения периодичности наблюдения районов особого внимания;
- уточнение требований к перспективным КА наблюдения при решении задач информационного обеспечения применения высокоточного оружия;
- уточнение выбора параметров орбиты (прежде всего высоты и наклона) для максимизации покрытия районов особого внимания, в том числе районов боевых действий;
- исследование эффективности использования нетрадиционных орбит (отличных от ССО) для решения вновь возникающих задач;
- исследование методов обработки информации на борту КА с целью непосредственной её передачи на подвижные наземные комплексы, развёртываемые на ТВД;
- разработка способов съёмки больших районов с высокой периодичностью и способов наведения сравнительно немногочисленной группировки КА с высоким разрешением по выявленным изменениям в оперативной обстановке с использованием многочисленных группировок КА наблюдения двойного назначения.

Такие работы проводятся на регулярной основе, их результаты определяют направления совершенствования космических средств наблюдения, а также позволяют сбалансировано подходить к применению КА военного назначения и КА, применяемых по двойному назначению, и устанавливать их оптимальные составы по количеству и номенклатуре в рамках формируемой концепции гибридной архитектуры космического наблюдения.

5. Новые информационные технологии и их влияние на трансформацию концепции создания и применения КС ОЭН

Наибольшее значение для определения дальнейших направлений развития космических средств наблюдения имело зарождение в коммерческом секторе и революционный рост возможностей в области хранения, обработки больших массивов космической информации и оперативного предоставления данных космического наблюдения пользователям. Ключевое направление революционных изменений – перевод баз данных космической съёмки из традиционных хранилищ в «облачные» хранилища и реализация в «облачной» среде автоматических методов распознавания объектов и ситуаций по космическим снимкам на базе глубокого машинного обучения и алгоритмов искусственного интеллекта. Другое важное направление – создание, поддержание в актуальном состоянии банков геопространственной информации и предоставление её пользователям в «облачной» среде. Практический интерес к этим направлениям развития информационных технологий был обусловлен планами создания систем управления боевыми действиями и систем информационного обеспечения применения высокоточного оружия нового поколения.

Начало систематических работ по автоматическому распознаванию объектов совпадает по времени с формированием перспективной концепции создания и применения космических средств наблюдения: в 2005–2012 годах был реализован соответствующий проект PASCAL VOC, а в 2012 году был разработан алгоритм Supervision, положивший начало практическому применению автоматического распознавания объектов по космическим снимкам (*The revolutionary that quietly change machine vision forever; Amazon and CIA want to teach AI to watch from space*). Автоматическое распознавание объектов по космическим снимкам основано, как уже отмечалось, на использовании методов глубокого машинного обучения. Для этого создаются массивные базы эталонных изображений типовых объектов максимально высокого качества с ассоциированными наборами метаданных, получаемых путём «ручной» обработки эталонных изображений высококвалифицированными специалистами. Объём таких баз данных составляет сотни тысяч и даже несколько миллионов эталонных изображений, получаемых по разным объектам и в разных географических зонах. В качестве эталонных могут использоваться изображения с разрешением не хуже 0,3 м.

В космических системах с таким высоким разрешением также важно, чтобы на снимке были видны мелкие, но существенные для решения целевых

КОСМИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННОГО НАБЛЮДЕНИЯ МЕЖДУ ПРОШЛЫМ И БУДУЩИМ.

ЧАСТЬ 1. ТРАНСФОРМАЦИЯ КОНЦЕПЦИИ СОЗДАНИЯ И ПРИМЕНЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ СРЕДСТВ ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННОГО НАБЛЮДЕНИЯ НА РУБЕЖЕ ЭПОХ

задач детали. В этих целях наряду с разрешением на местности применяются такие показатели качества оптической системы, как значение функции передачи модуляции на частоте Найквиста и отношение сигнал/шум при зачётном угле Солнца. Под функцией передачи модуляции понимают отношение контраста изображения на выходе оптической системы к исходному контрасту изображения объекта или отношению разности яркости наиболее тёмного и яркого участков изображения к их сумме. Взаимосвязанные значения разрешения и функции передачи модуляции определяют то, что можно назвать «резкостью» изображения или способностью оптической системы воспроизводить мелкие детали. Значения функции передачи модуляции и отношения сигнал/шум также взаимосвязаны. При этом установлено, что для того, чтобы не было деградации функции передачи модуляции, отношение сигнал/шум должно быть не меньше 50.

Оценку функции передачи модуляции и отношения сигнал/шум проводят как при предполётных испытаниях, так и при проведении юстировочных работ на орбите с целью устранения влияния на качество изображения таких факторов, как вибрация при выведении на орбиту, изменение теплового режима, других условий космического пространства. Так, например, в коммерческом секторе в качестве эталонных могут использоваться снимки таких КА, как WorldView и WorldView Legion с разрешением 0,3 м. При этом в КА WorldView Legion приемлемое качество изображения достигается при значении функции передачи модуляции, равном 9–10%, на частоте Найквиста, равной 0,5, и при связанном с ним отношением сигнал/шум свыше 120 при угле Солнца 15 градусов (*Design drivers for viable remote sensing space architecture*).

Для высокодетальных систем оценка функции передачи модуляции и отношения сигнал/шум на борту КА необходима для последующей наземной цифровой обработки изображений. Наличие ненулевого коэффициента модуляции на высоких пространственных частотах позволяет усилить контраст мелких деталей путём цифровой обработки. В результате улучшается возможность их обнаружения. Кроме того, для повышения достоверности обнаружения (но не идентификации) сравнительно небольших объектов, например автомобилей, применяется искусственное синтезирование средствами нейронных технологий изображений известных объектов с улучшенным разрешением с 0,5 до 0,3 м или с 0,3 до 0,15 м (*The effects of super-resolution on object detection performance in satellite imagery*). Очевидно, что предельно возможное разрешение, ограниченное диаметром апертуры оптической системы и функцией передачи модуляции, за счёт такой обработки не улучшается и новые детали на снимках не появляются.

Однако такая технология, наряду с улучшением условий для традиционного визуального дешифрирования, обеспечивает дополнительную информацию для автоматического анализа изображений.

Работы в области синтезирования изображений с искусственным повышением разрешения при их предварительной обработке в системах автоматического распознавания проводились компаниями COSMIQ WORKS (*The effects of super-resolution on object detection performance in satellite imagery*), MAXAR, EarthCube (Занин К.А., Клименко Н.Н., 2024). Разработанные ими методы и программные комплексы, получившие названия HD (High Definition), S-CUBE, Secure Watch, VDSR (Very Deep Super-Resolution) и др., применяются на практике.

Для их реализации используется банк из 250000 эталонных аннотированных космических снимков распознаваемых объектов типа самолёт или грузовик с максимально разрешённым для коммерческих операторов разрешением до 0,3 м при размерах объектов не менее 10 пикселей. При этом даже за счёт такого искусственного улучшения разрешения удаётся в ряде случаев повысить достоверность обнаружения объектов на космическом снимке на 10–25% (*Super-resolution trade study*).

Космические снимки с разрешением 0,3–0,5 м, добываемые КА ОЭН двойного назначения, обеспечивают автоматическое распознавание крупногабаритных объектов, таких как самолёты или корабли. Для автоматического распознавания с гарантированной достоверностью критически важных объектов: мобильных комплексов баллистических ракет, крылатых ракет, гиперзвукового оружия, комплексов противовоздушной обороны (ПВО) подвижных командных пунктов (КП) и пунктов управления (ПУ) войсками и оружием, крупных узлов связи, важных заглублённых объектов – космическая съёмка должна осуществляться с разрешением не хуже 0,1 м с учётом изложенных выше требований к качеству оптической системы, на чём настаивало руководство NRO и NGA после закрытия проектов FIA-O и BASIC. Кроме того, было установлено, что достоверность автоматического распознавания таких объектов значительно повышается при использовании снимков в ИК-диапазоне и гиперспектральных снимков высокого разрешения.

Особенно это важно при проведении на таких объектах мероприятий по маскировке, камуфлированию, введению в заблуждение и применению ложных целей. Для этого и велась разработка ОЭЖ нового поколения на базе использования сегментированных зеркал. Но революционный переворот в области автоматической обработки материалов космической съёмки сверхвысокого разрешения для выполнения военных задач ассоциируется с реализацией проекта MAVEN (*Project Maven to deploy computer algorithms to war zone by year's end*).

6. Формирование современной орбитальной группировки КС ОЭН военного назначения. План «2+2» и проект Maven

Экскурс в сферу информационных технологий был необходим для более глубокого понимания дальнейшего развития событий по результатам подготовки Минобороны и NRO предложений по космической системе наблюдения нового поколения и их защиты в Конгрессе в 2009 году после закрытия проекта BASIC.

По результатам этих предложений на уровне президента было принято компромиссное решение, учитывающее позицию как авторов доклада, так и их оппонентов. Решение под названием «План «2+2» предусматривало закупку и запуск в период до 2020 года двух КА КН-11 с улучшенными ТТХ, а также закупку материалов космической съёмки в коммерческом секторе в объёме, эквивалентном закупке ресурса двух коммерческих КА с диаметром апертуры 1,1 м (*NRO director defends plan for electro-optical spy satellites*). Предполагалось, что такое решение позволит заполнить паузу до завершения разработки КА ОЭН нового поколения и их запуска в начале 2020-х годов. Отметим, что закупка материалов космической съёмки осуществлялась по контракту с агентством NGA в интересах наполнения банка геопространственной информации.

Во исполнение этого плана в 2019 году выведен на орбиту (*The space review: spy satellites lose their mystery*) усовершенствованный КА ОЭН USA-290, NROL-71. Первоначально эксперты неоднозначно определяли предназначение этого КА вследствие его запуска на необычную орбиту с наклоном 73,6 градусов, тем более что запуск в 2021 году последующего КА ОЭН USA-314, NROL-82 состоялся на традиционную солнечно-синхронную орбиту. Ряд экспертов отмечали, что орбита с наклоном 74 градуса дополняет орбиту с наклоном 106 градусов, на которую в 2018 году был запущен КА РЛН FIA-R/TOPAZ 6 (USA-281). Это давало повод подвергать сомнению предназначение КА USA-290. Однако эта орбита также является нетипичной и для КА РЛН, поскольку остальные КА РЛН запускались на орбиты с наклоном 123 градуса, что дополняет орбиту КА РЛН Lacrosse с наклоном 57 градусов.

Углублённое изучение орбиты с наклоном 74 градуса с понижением высоты до 400–500 км показало, что это так называемая мультисолнечно-синхронная орбита, известная ещё с начала 1990-х годов (*NROL-71 search elements for 2018 Dec 09 UTC*). Использование такой орбиты даёт ряд преимуществ по сравнению с солнечно-синхронной квазиполярной орбитой с наклоном 97–98 градусов, применяемой на протяжении всего периода «стратегического

затишья» и «войны с террором» для планомерно-периодического глобального наблюдения объектов с приоритетом решения стратегических задач.

В наступившую эпоху возобновления противостояния великих держав для практического воплощения новой военной доктрины – концепции мультидоменной операции – содержание задач космического наблюдения неуклонно меняется: на передний план, как отмечалось, выдвигается накопление больших массивов эталонных снимков типовых объектов, включая подвижные объекты, в интересах реализации автоматизированной системы информационного обеспечения применения высокоточного оружия большой дальности. А для этого необходимы съёмка объектов, представляющих оперативный интерес при различных в течение дня условиях их освещённости для получения теней разной длины при различных ракурсах съёмки, а также возможность их съёмки не только в видимом диапазоне, но также в ИК-диапазоне и диапазонах гиперспектральной съёмки. Именно эти преимущества, прежде всего, даёт применение КА ОЭН нового поколения на мультисолнечно-синхронной орбите. Кроме того, такая орбита обеспечивает более высокую периодичность наблюдения оперативно-значимых районов, а также экономию характеристической скорости для поддержания штатной орбиты.

Использование такой орбиты позволяет «рассредоточить» по времени проходы КА над заданным районом в течение светового дня, что повышает вероятность выявления изменений в обстановке, а также эффективность решения типовой в современных условиях задачи по мониторингу мобильных объектов, поскольку такая группировка будет способна реагировать на их передислокацию не только в фиксированное и хорошо прогнозируемое время.

Последующий запуск в 2022 году КА ОЭН USA-326, NROL-87 на солнечно-синхронную орбиту (*USA-326 (NROL-87)*), а затем КА ОЭН USA-338, NROL-91 на орбиту с наклоном 73,6 градуса, плоскость которой сдвинута относительно «родственной» наклонной орбиты на 90 градусов (*USA-338, NROL-91 payload observed*), как представляется, подтвердил предположение о том, что это КА ОЭН нового поколения, поскольку их изготовление и запуск, как отмечалось выше, планировался ещё в период после принятия плана «2+2».

Формируемая орбитальная группировка КА ОЭН нового поколения уже сейчас принципиально отличается от традиционной конфигурации, что обусловлено текущим изменением содержания возлагаемых на неё задач, которые учитывают необходимость формирования эталонов для автоматического распознавания объектов, а также дополнительно появившиеся возможности КА ОЭН двойного назначения по оперативному слежению за обстановкой

КОСМИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННОГО НАБЛЮДЕНИЯ МЕЖДУ ПРОШЛЫМ И БУДУЩИМ. ЧАСТЬ 1. ТРАНСФОРМАЦИЯ КОНЦЕПЦИИ СОЗДАНИЯ И ПРИМЕНЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ СРЕДСТВ ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННОГО НАБЛЮДЕНИЯ НА РУБЕЖЕ ЭПОХ

и площадной съёмке в интересах войск и формирования базы геопро пространственной информации в интересах агентства NGA. В ближайшее время можно ожидать, что агентство NRO продолжит апробирование и других способов наращивания возможностей орбитальной группировки в новой военно-политической обстановке. Для этого агентство проводит интенсивные экспериментальные работы, основные из которых будут рассмотрены ниже.

Прогнозируемые изменения обусловлены двумя факторами: необходимостью создания своеобразного «боезапаса» МКА ОЭН на военное время и реализацией проекта MAVEN, значимость которого иногда сопоставляется с «манхэттенским проектом».

Проект MAVEN, стартовавший в 2017 году (*Project Maven to deploy computer algorithms to war zone by year's end*), имел целью углублённую автоматизацию процессов обработки и анализа видеоданных, включая автоматическое распознавание целей и формирование данных для информационного обеспечения высокоточного оружия средней и большой дальности, с использованием технологии нейронных сетей с глубоким обучением, алгоритмов искусственного интеллекта, алгоритмов компьютерного зрения, широко используемых в коммерческом секторе. На начальном этапе основные усилия были направлены на автоматизацию обработки видеоинформации, добываемой БПЛА и стратостатами.

При реализации программы Project Maven потребовались большие массивы информации для настройки систем глубокого обучения. Поставка сотен тысяч образов объектов для этих целей осуществлялась агентством NGA, планировавшим использовать наработанные технологии и для собственных работ по автоматизации обработки и анализа больших объёмов геопро пространственной информации, добываемой как военными, так и коммерческими космическими аппаратами. Участвуя в реализации программы Project Maven, специалисты NGA высоко оценили её результаты и увидели возможность их использования для достижения превосходства не только на тактическом уровне, но также и на стратегическом и оперативном уровнях за счёт интеграции этого проекта в другие проекты по применению машинного обучения и алгоритмов компьютерного зрения, в том числе непосредственно в интересах группировок войск и оружия на основных ТВД. В результате по итогам 2022 года было принято решение о передаче этой программы под эгиду агентства NGA (*Pentagon shifting Project Maven, marquee artificial intelligence, to NGA*).

Одной из ключевых задач агентство NGA считает широкое повсеместное распространение в вооружённых силах технологии компьютерного зрения – совокупности алгоритмов оперативного анализа и интерпретации тысяч цифровых изображений

для формирования реалистичной оценки оперативной обстановки и данных для целеуказания оружием в масштабе времени, близком к реальному. Как заявил один из руководителей NGA, «...эти усилия дадут нам миллионы глаз для того, чтобы увидеть невидимое...» (*Pentagon's flagship AI effort, Project Maven, moves to NGA*).

Следует отметить, что передача проекта MAVEN в агентство NGA состоялась после завершения вывода на орбиту КА ОЭН нового поколения и напрямую связана с поставленной перед ними задачей по формированию банка высококачественных эталонных изображений на типовые объекты как стратегического, так и тактического уровня. При этом после запуска этих КА в 2022 году интенсивность работ по формированию эталонов и разработке алгоритмов автоматической обработки изображений резко увеличилась, о чём свидетельствует существенный рост ассигнований, выделяемых на проект MAVEN в 2022–2024 годах.

7. Особенности применения КА ОЭН двойного назначения для решения военных задач в современных условиях

Основным потребителем материалов космической съёмки выступает агентство NGA, отвечающее за создание баз геопро пространственной информации, включающей высокоточную координатную основу и данные для формирования полётных заданий высокоточных крылатых ракет. Одной из задач агентства NGA является предоставление геопро пространственной информации в группировки войск на ТВД. Формирование и поддержание в актуальном состоянии баз геопро пространственной информации требует получение чрезвычайно больших объёмов высококачественных материалов космической съёмки. В то же время в ходе военных действий в Югославии и Афганистане было установлено, что орбитальная группировка КА KH-11 не справляется с этой задачей на фоне решения задач стратегического уровня. Это обусловило принятие решения об увеличении закупок материалов космической съёмки в коммерческом секторе в интересах агентства NGA преимущественно для картографирования районов с потенциально нестабильной обстановкой. В соответствии с этим решением агентство NGA уже длительное время осуществляет закупку материалов космической съёмки высокого разрешения в коммерческом секторе в рамках программ ClearView, NextView и EnhanceView. В 2022 году агентство NRO, которому были переданы соответствующие полномочия, продолжило закупку ресурса трёх ведущих операторов КА двойного применения MAXAR, Blacksky и Planet Labs в рамках новой программы EOCL (Electro-Optical Commercial

Layer). Программа EOCL предусматривает создание космических средств наблюдения нового поколения на коммерческой основе, а их применение – по двойному назначению с приоритетом решения задач в интересах обороны и безопасности (*NRO's largest aware of commercial imagery contracts worth billions to three companies*).

Наибольший интерес у заказчиков вызывает орбитальная группировка КА ОЭН двойного назначения нового поколения WorldView Legion (*Занин К.А., Клименко Н.Н., 2024*) с разрешением 0,29 м в надире, развёртываемая на орбитах с разными наклонами: два КА на солнечно-синхронной орбите, а четыре КА на наклонных орбитах. Такая структура орбитальной группировки хорошо согласуется с рассмотренной выше структурой орбитальной группировки КА ОЭН военного назначения и обеспечивает сосредоточение ресурса на съёмке высокоприоритетных районов, таких как Индо-Тихоокеанский регион и российский Дальний Восток, а также распределение проходов КА над заданным районом равномерно в течение светового дня.

Совместное использование солнечно-синхронной и наклонных орбит обеспечивает систематическое глобальное и высокoperиодическое региональное наблюдение. При этом КА ОЭН WorldView Legion обладают большой зоной обзора и возможностью быстрого перенацеливания оптической оси ОЭК в её пределах, а также возможностью съёмки в обзорном площадном режиме районов, сопоставимых с размером современных боевых операций, с разрешением, позволяющим классифицировать и идентифицировать подвижные объекты военной техники, в том числе в автоматическом режиме с использованием алгоритмов искусственного интеллекта и компьютерного зрения. При этом компания MAXAR располагает уникальным архивом высокодетальных космических снимков за 20-летний период, а также высокой суточной производительностью космической съёмки, прежде всего с разрешением 0,3–0,5 м.

В 2024–2025 годах планируется начать развёртывание орбитальной группировки WorldView-150 с высотой полёта 700–800 км и диаметром апертуры ОЭК 1,5 м. Запуск таких КА позволит компании MAXAR предоставлять данные площадной съёмки с близким к KeyHole качеством и производительностью.

Решающее значение, как представляется, имеет создание компанией MAXAR развитой «облачной» инфраструктуры для своевременного предоставления под эгидой агентства NGA материалов космической съёмки более чем 400000 государственным и военным потребителям по всему миру с использованием уникальных «облачных» сервисов, а также технологии машинного обучения и искусственного интеллекта, обеспечивающих оперативную и эффективную обработку больших объёмов информации в интересах решения целевых задач.

Компания MAXAR также формирует наземную инфраструктуру для оперативного обеспечения тактических потребителей материалами космической съёмки высокого разрешения в масштабе времени, близком к реальному. С этой целью компания MAXAR, проектируя космическую систему оптико-электронного наблюдения на базе КА WorldView Legion, предусмотрела создание мобильного наземного комплекса, получившего название RGT (Remote Ground Terminal), с возможностью закладки командно-программной информации на борт КА и непосредственного приёма информации с борта КА на пролёте над заданным районом в реальном масштабе времени.

Комплексы RGT поставлены в войска и могут применяться непосредственно в боевых порядках войск. Для реализации этого замысла на борту КА предусмотрено отдельное управление и наведение оптико-электронного комплекса и остроуправленной антенной системы бортовой аппаратуры высокоскоростной радиолинии для проведения одновременной съёмки и передачи информации на наземный комплекс на пролёте над заданным районом. Отметим, что в войсках такая концепция отработывалась ещё в рамках экспериментальных программ Kestrel Eye и SeeMe, опередивших своё время. Поэтому создание и применение комплекса RGT в войсках рассматривается как начало революционного процесса в области информационного обеспечения оперативных и тактических подразделений актуальными материалами космической съёмки в ходе боевых действий. В войсках комплексы RGT используют также для организации оперативного применения и других КА оптико-электронного и радиолокационного наблюдения компаний Planet, Blacksky, Capella Space, Iceye, Umbra. По существу, компания MAXAR выступает единым оператором мультиинформационной орбитальной группировки КА двойного назначения.

В развитие этого процесса разработан тактический комплекс ТИТАН, предназначенный для «замыкания» всех источников информации, включая материалы космической съёмки как с коммерческих КА, так и с военных КА наблюдения, на системы оружия, в состав которого включён и комплекс RGT. В настоящее время комплекс ТИТАН включён в состав мультидоменной оперативной группы MDTF – ключевого элемента системы информационного обеспечения применения высокоточного оружия большой дальности, включая гиперзвуковое оружие.

Орбитальные группировки компании Blacksky и Planet уступают по основным показателям орбитальной группировке компании MAXAR. Однако они обладают возможностью ежесуточно выявлять изменения в обстановке и ранние признаки военной деятельности с последующим наведением по этим данным КА наблюдения с высоким разрешением

КОСМИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННОГО НАБЛЮДЕНИЯ МЕЖДУ ПРОШЛЫМ И БУДУЩИМ.

ЧАСТЬ 1. ТРАНСФОРМАЦИЯ КОНЦЕПЦИИ СОЗДАНИЯ И ПРИМЕНЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ СРЕДСТВ ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННОГО НАБЛЮДЕНИЯ НА РУБЕЖЕ ЭПОХ

для классификации и идентификации задействованной на этих объектах военной техники. Результаты детального анализа снимков высокого разрешения указанных выше объектов в дальнейшем могут быть использованы для ежедневного систематического слежения за идентифицированными объектами КА наблюдения со средним разрешением компании Planet и Blacksky.

Агентство NRO в рамках программы EOCL условно дифференцировало поставляемую КА двойного назначения информацию на три группы в соответствии с задачами, к решению которых возможно их привлечение (*NRO's strategy to buy satellite imagery shaped by thriving commercial market*):

- базовая видовая информация (foundation imagery), предназначенная для военного картографирования и других применений, где востребованы материалы космической съёмки высокого разрешения компании MAXAR;
- материалы объектовой и обзорной площадной съёмки в соответствии с поставленными задачами (global «taskable» area imagery), ориентированные на возможности высокодинамичных КА компании MAXAR;
- снимки со средним разрешением для слежения за объектами, военной деятельностью и выявления изменений в оперативной обстановке (материалы космической съёмки для оперативного слежения за обстановкой с целью вскрытия критических изменений и наведения КА с высоким разрешением на вскрытые районы), ориентированные на возможности орбитальных группировок компаний Planet и Blacksky.

Такой подход в полной мере отвечает требованиям американской научно-технической стратегии в области космических средств наблюдения, принятой ещё в 2015 году. Стратегия нацеливает на повышение эффективности применения космических средств наблюдения за счёт формирования орбитальных группировок КА с синергетическим мультипликативным эффектом путём:

- объединения в единую орбитальную группировку КА оптико-электронного наблюдения со средним и высоким разрешением для обеспечения постоянства и непрерывности наблюдения основных районов с потенциально нестабильной обстановкой с высоким разрешением;
- создания смешанных орбитальных группировок КА с различной целевой аппаратурой наблюдения, применяемых по единому замыслу согласованно по целям и задачам, для локализации поиска изменений в обстановке, прежде всего связанных с применением высококомобильных группировок войск и подвижного вооружения и военной техники, с использованием КА радиолокационного и радиоэлектронного наблюдения с последующим наведением по их данным

КА оптико-электронного наблюдения высокого разрешения.

Наведение КА оптико-электронного наблюдения по данным КА радиолокационного и радиоэлектронного наблюдения обеспечивает мультипликативный эффект при наблюдении больших локальных районов за счёт многократного уменьшения неопределённости местонахождения искомым процессом и объектов, что, в свою очередь, резко повышает оперативность их обнаружения при понижении требований к производительности КА оптико-электронного наблюдения, как в режиме объектовой, так и в режиме площадной съёмки на пролёте над локальным районом.

Мультипликативный характер таких орбитальных группировок МКА обеспечивает также возможность наблюдения (в том числе всепогодного и круглосуточного) объектов и районов с высокой периодичностью в сочетании с отмеченными выше возможностями по систематическому покрытию земной поверхности и высокодетальной съёмкой объектов и районов, представляющих оперативный интерес (*NRO wants to integrate AI, ML into large constellation of smallsats*).

В то же время военные заказчики, активно используя возможности коммерческих космических средств наблюдения, не планируют обнуление традиционных проектов КА для решения их уникальных задач.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Приведённый выше анализ отражает усилия заказчика управления NRO, направленные на установление баланса между уровнем инвестирования в создание военных КА наблюдения и в использование возможностей коммерческих операторов. В результате этих усилий агентство NRO формирует концепцию гибридной космической архитектуры (*NRO taps AI for future 'Hybrid Architecture'*), в рамках которой военные КА и КА наблюдения коммерческих операторов нового поколения, запускаемые на различные орбиты, объединяются в единую систему для скоординированного применения по единому замыслу для решения военных задач. При этом наземная инфраструктура формируется в рамках реализации программы MAVEN.

Такую гибридную архитектуру, получившую название Arch-F (или Architecture of Future), можно рассматривать как архитектуру FIA 2.0 космической системы наблюдения эпохи «возобновления противостояния великих держав».

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

Военные двойники телескопа имени Джеймса Уэбба, которые, видимо, уже на своих орбитах // URL: <https://dzen.ru> (дата обращения: 05.03.2024).

Военные космические спутники США // URL: innoter.com (дата обращения: 05.03.2024).

Занин К.А., Клименко Н.Н. Применение космических аппаратов двойного назначения для решения военных задач. Часть 2. Космические аппараты оптико-электронного наблюдения нового поколения компании МАХАР // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2024. № 1. С. 3-17.

Меньшиков Ю.К. Техническая разведка из космоса // М.: Academia, 2013. 656 с. URL: djuv:online>file/LPTGht1sbaV5D (дата обращения: 05.03.2024).

Состояние и направления развития военных оптико-электронных и радиолокационных космических систем наблюдения США // URL: bstudy.net (дата обращения: 05.03.2024).

8X Enhanced Imaging System // URL: www.globalsecurity.org (дата обращения: 05.03.2024).

Adaptive optics center of excellence for national security // URL: www.spiedigitallibrary.org (дата обращения: 05.03.2024).

Amazon and CIA want to teach AI to watch from space // URL: www.technologyreview.com (дата обращения: 05.03.2024).

Applications of MEMS segmented mirror space telescopes // URL: reseachgate.net (дата обращения: 05.03.2024).

Design drivers for viable remote sensing space architecture // URL: <https://digitalcommons.uso.edu/viewcontent> (дата обращения: 05.03.2024).

Enhanced Imaging System // URL: en.wikipedia.org (дата обращения: 05.03.2024).

Gum in the Keyhole // URL: <https://www.thespace-review.com> (дата обращения: 05.03.2024).

Higher spysats? // URL: <https://www.satobs.org> (дата обращения: 05.03.2024).

House, Senate debate small spysats // URL: www.globalsecurity.org (дата обращения: 05.03.2024).

In death of spy satellite program, lofty plans and unrealistic bids // URL: www.nytimes.com (дата обращения: 05.03.2024).

JWST primary mirror technology // URL: nfrs.nasa.gov (дата обращения: 05.03.2024).

KH-11 kennen Encyclopedia MDPI // URL: encyclopedia.pub>entry/28545 (дата обращения: 05.03.2024).

Next round of US: optimal satellites to start launching in 2018 // URL: spaceflightnews.com (дата обращения: 05.03.2024).

NPS new home for giant segmented mirror // URL: <https://www.nps.edu> (дата обращения: 05.03.2024).

NRO director defends plan for electro-optical spy satellites // URL: spacenews.com (дата обращения: 05.03.2024).

NRO taps AI for future 'Hybrid Architecture' // URL: breakingdefense.com (дата обращения: 05.03.2024).

NRO wants to integrate AI, ML into large constellation of smallsats // URL: potomacofficersclub.com (дата обращения: 05.03.2024).

NRO's largest aware of commercial imagery contracts worth billions to three companies // URL: www.news.satnews.com (дата обращения: 05.03.2024).

NRO's strategy to buy satellite imagery shaped by thriving commercial market // URL: spacenews.com (дата обращения: 05.03.2024).

NROL-71 search elements for 2018 Dec 09 UTC // URL: satobs.org (дата обращения: 05.03.2024).

OpTIIX: an ISS-based testbed paving the roadmap to a next generation, large aperture UV/optical space telescope // URL: <https://uvastro2012.colorado.edu> (дата обращения: 05.03.2024).

Pentagon shifting Project Maven, marquee artificial intelligence, to NGA // URL: federalnewsnetwork.com (дата обращения: 05.03.2024).

Pentagon's flagship AI effort, Project Maven, moves to NGA // URL: <https://breakingdefense.com> (дата обращения: 05.03.2024).

Project Maven to deploy computer algorithms to war zone by year's end // URL: www.defence.gov (дата обращения: 05.03.2024).

Spysats: going higher? // URL: <https://www.globalsecurity.org> (дата обращения: 05.03.2024).

Super-resolution trade study // URL: <https://www.cosmiqworks.org> (дата обращения: 05.03.2024).

The effects of super-resolution on object detection performance in satellite imagery // URL: researchgate.net>publication/338659366 (дата обращения: 05.03.2024).

The effects of super-resolution on object detection performance in satellite imagery // URL: openaccess.thecvf.com (дата обращения: 05.03.2024).

The revolutionary that quietly change machine vision forever // URL: www.technologyreview.com (дата обращения: 05.03.2024).

The space review: spysatellites lose their mystery // URL: thespacereview.com (дата обращения: 05.03.2024).

Top secret KH-11 spysat design revealed by NRO's gift to NASA // URL: <https://americaspace.com> (дата обращения: 05.03.2024).

Towards a theory of spacepower // URL: <https://www.intelros.ru> (дата обращения: 05.03.2024).

USA-326 (NROL-87) // URL: space.skyrocket.de (дата обращения: 05.03.2024).

USA-338, NROL-91 payload observed // URL: sattracam.blogspot.com (дата обращения: 05.03.2024).

Why NASA's James Webb telescope and its galactic discoveries owe something to spy satellites // URL: cc.binj.com (дата обращения: 05.03.2024).

Статья поступила в редакцию 18.03.2024

Статья после доработки 18.03.2024

Статья принята к публикации 18.03.2024

ПРИМЕНЕНИЕ ТЕРМОМЕХАНИЧЕСКОЙ СВАРКИ ДЛЯ СВАРНЫХ ЕДИНИЦ С ДЕТАЛЯМИ ИЗ АЛЮМИНИЕВЫХ СПЛАВОВ, ПОЛУЧЕННЫМИ АДДИТИВНЫМ МЕТОДОМ

К.Е. Пономарев¹,
kep@laspace.ru;
К.Е. Ponomarev

Ю.П. Борщев¹,
borshcheviup@laspace.ru;
Yu.P. Borshchev

Д.И. Люкс¹,
кандидат
технических наук,
liuksdi@laspace.ru;
D.I. Liuks

П.С. Григорьев¹,
кандидат
технических наук,
grigorevps@laspace.ru;
P.S. Grigoriev

APPLICATION OF THERMOMECHANICAL WELDING FOR WELDED UNITS WITH ALUMINUM ALLOY PARTS OBTAINED BY THE ADDITIVE METHOD

В.А. Сидякин¹,
доктор технических
наук, профессор,
sidyakin_va@mail.ru;
V.A. Sidyakin

И.В. Стрельников¹,
кандидат
технических наук,
strelnikoviv@laspace.ru;
I.V. Strelnikov

В.В. Гончаров¹,
кандидат
технических наук,
goncharovvv@laspace.ru;
V.V. Goncharov

В статье проведён анализ перспективы применения составных сварных единиц алюминиевых сплавов, включающих как детали, полученные аддитивным методом, так и детали, полученные традиционными методами формообразования (прокатка, штамповка, механообработка). Представлены предпочтительные для получения составных сварных единиц алюминиевых сплавов способы термомеханической сварки: контактной точечной сварки, ударно-конденсаторной сварки, стыковой сварки дугой низкого давления. Рассмотрены результаты опытных работ по применению приведённых способов сварки для получения составных сварных единиц космической отрасли.

Ключевые слова:

*термомеханическая сварка;
контактная точечная сварка;
ударно-конденсаторная сварка;
стыковая сварка дугой низкого давления;
аддитивные технологии;
составная сварная деталь.*

ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время в мировой промышленности происходит бурный рост (около 20% в год) рынка аддитивных технологий, что обусловлено их несомненными преимуществами. Общепринятым определением аддитивных технологий принято обо-

The article analyzes the prospects for the use of composite welded units of aluminum alloys, including both parts obtained by the additive method and parts obtained by traditional forming methods (rolling, forming, machining). The methods of pressure welding, preferred for obtaining composite welded of aluminum alloy, units are presented: resistance spot welding, stud welding, resistance butt welding. The results of experimental work on the application of the above welding methods to obtain composite welded units of space industry are considered.

Keywords:

*thermomechanical welding;
resistance spot welding;
stud welding;
resistance butt welding;
additive technologies;
composite welded part.*

значать процесс объединения материалов с целью создания объекта из данных 3D-модели, как правило, слой за слоем, в отличие от «вычитающих производственных технологий». В России аддитивные технологии также развиваются в различных отраслях

¹ АО «НПО Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.

Lavochkin Association, JSC, Russia, Moscow region, Khimki.

промышленности: начиная от изделий для авиации и космонавтики до производства медицинских изделий и товаров повседневного спроса (Кулик В.И. и др., 2018; Зленко М.А. и др., 2015; Борщев Ю.П. и др., 2020; Тюлин А.Е. и др., 2022; Ананьев А.И. и др., 2017).

Преимуществами аддитивных технологий по отношению к традиционным являются:

- возможность изготовления сложнопрофильных изделий (переменной кривизны, с внутренними полостями), в том числе с новыми свойствами;
- снижение цикла проектирования изделий за счёт возможности изготовления цельных конструкций вместо сборных;
- увеличение коэффициента использования материала;
- снижение массы изделий и трудоёмкости их изготовления;
- отказ от специальной оснастки;
- уменьшение используемых производственных площадей;
- снижение затрат на «отработку» конструкции изделий.

В качестве недостатков для аддитивных технологий можно указать: ограниченность размеров получаемого изделия габаритами рабочей камеры, повышенную шероховатость поверхности, необходимость удаления технологических поддержек и постобработки.

Затраты на изготовление деталей традиционными и аддитивными методами зависят, прежде всего, от размера партии изготавливаемых изделий (рисунок 1), а также от сложности деталей. Существует определённый порог рентабельности, до которого целесообразно производить изделие с применением

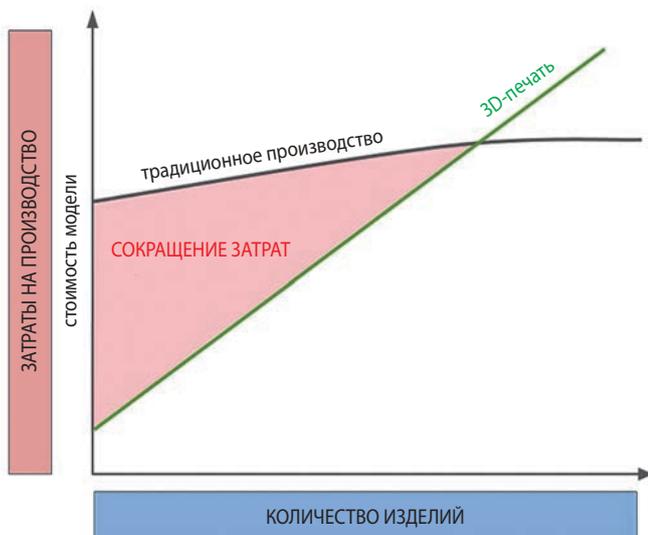


рисунок 1. Зависимость затрат на производство от серийности при изготовлении традиционными и аддитивными методами

аддитивных технологий (при единичном и мелкосерийном производстве); также аддитивные технологии имеют «нишу» при изготовлении сложнопрофильных деталей с криволинейными и внутренними полостями. С другой стороны, при крупносерийном производстве простых по форме деталей традиционные методы формообразования (прокатка, штамповка, механообработка) будут менее затратными.

Одним из путей развития использования аддитивных технологий при изготовлении металлических изделий является их сочетание со сварочными технологиями. Это позволит получать составные сварные детали, имеющие части, полученные как аддитивными технологиями, так и традиционными методами. Сварочные технологии отличаются надёжностью, наличием доступного и разнообразного сварочного оборудования, а также сравнительно невысокой стоимостью. Они позволяют получать монолитные сборочные единицы, обеспечивая схожие с основным материалом прочностные свойства, имея при этом достаточную стабильность качества и контролепригодность. Возможна сварка как деталей, полученных различными методами (точением, штамповкой, резкой), так и различной формы (листовые, трубные, сложной конфигурации). Таким образом, применение сварочных технологий позволяет снизить стоимость производства путём применения в составных сборочных единицах деталей, получаемых традиционными способами, а также увеличить габариты сборочных единиц свыше габаритов рабочих камер оборудования для аддитивных технологий.

1. Технология селективного лазерного сплавления

В настоящее время принцип аддитивного производства металлических изделий относят к большому разнообразию производственных технологий и по типу применяемого в них процесса делятся на следующие категории:

1. Прямой подвод энергии и материала, когда энергия от внешнего источника энергии используется для соединения материалов путём их сплавления в процессе нанесения.

2. Экструзия материала, когда материал выборочно подаётся через сопло или жиклёр.

3. Синтез на подложке, когда энергия от внешнего источника используется для избирательного спекания или сплавления предварительно нанесённого слоя порошкового материала.

Технология «синтез на подложке» отличается универсальностью, гибкостью и постоянством качества. В зависимости от источника теплоты технология может осуществляться с применением электронного луча, лазера или электрической дуги, а по способу

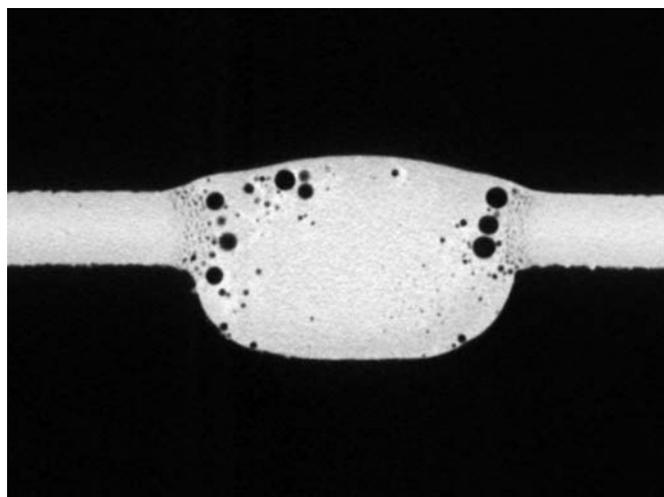
соединения частиц порошка подразделяется на твёрдофазное спекание, жидкофазное спекание, химически индуцированное связывание и полное проплавление. Достоинством метода «полного проплавления», подразумевающим полное переплавление частиц порошка, является низкая пористость структуры их материала и высокая монолитность.

Таким образом, из большого разнообразия процессов аддитивного производственных процессов, для изготовления металлических изделий сложной формы, оптимальной является технология синтеза на подложке с применением лазера и с обеспечением полного проплавления (селективное лазерное сплавление (СЛС), обеспечивающая необходимую точность и производительность процесса. В АО «НПО Лавочкина» технология СЛС применяется для изготовления элементов антенно-фидерных систем, элементов конструкций (в том числе – силовых), оснастки. 3D-принтер для сплавления металлических порошков посредством двух иттербиевых волоконных лазеров имеет камеру построения 280×280×350 мм. До начала процесса селективного лазерного сплавления создаётся 3D-модель детали с использованием САПР или данных сканирования. Далее специальная программа разделяет данную 3D-модель, дополненную необходимыми опорами-поддержками, на цифровые слои и создаёт массив данных. После этого данный массив передаётся на 3D-принтер и реализуется его исполнительными механизмами. Сам процесс печати происходит в защитной среде аргона путём послойного плавления порошка, заранее наносимого равномерными слоям толщиной от 20 до 100 мкм; после каждого слоя платформа с заготовкой опускается на заданную толщину; процесс многократно повторяется до выполнения детали; в конце удаляются порошок из внутренних полостей и поддерживающие структуры (Кулик В.И. и др., 2018; Зленко М.А. и др., 2015; Борщев Ю.П. и др., 2020; Тюлин А.Е. и др., 2022; Ананьев А.И. и др., 2017). Ведущиеся в АО «НПО Лавочкина» работы показали, что применение СЛС даёт наибольший экономический эффект при изготовлении сложно-профильных изделий в мелкосерийном производстве (Борщев Ю.П. и др., 2020; Ананьев А.И. и др., 2017).

В настоящей работе проанализированы способы соединения напечатанных деталей сваркой между собой и с деталями, полученными традиционными методами производства. На АО «НПО Лавочкина», совместно с АО «Композит», проведена паспортизация двух материалов, получаемых СЛС из порошков алюминиевых сплавов систем Al-Mg-Sc и Al-Mg-Si. Далее приведена информация об исследовании проблемы свойств сварных соединений этих материалов различными способами сварки.

2. Способы сварки плавлением

При сварке плавлением (аргонодуговая, лазерная, электронно-лучевая) деталей из алюминиевых сплавов систем Al-Mg-Sc и Al-Mg-Si, изготовленных методом селективного лазерного сплавления, получали сварные соединения с повышенной пористостью в сварном шве, тяготеющей к линии сплавления с основным металлом. Срез 3D-рентгенографии сварного соединения пластин толщиной 2 мм из сплава RS 553, полученного аргонодуговой сваркой представлен на рисунке 2; имеется повышенная пористость, сварное соединение не соответствует ОСТ 92-1114-80 «Соединения сварные. Общие технические требования».



рисунк 2. Срез 3D-рентгенографии сварного соединения, полученного аргонодуговой сваркой заготовок из сплава RS 553

3. Термомеханическая сварка

Термомеханическая сварка осуществляется с применением как механической энергии (давления), так и тепловой и представлена множеством видов: контактной точечной сваркой, диффузионной сваркой, сваркой трением, конденсаторной сваркой и т.д. При термомеханической сварке отсутствуют характерные для сварки плавлением недостатки, обусловленные продолжительным термическим воздействием на свариваемые материалы: литая структура металла шва, протяженная зона термического влияния, остаточные напряжения и деформации, возможные дефекты в виде окисных плен и пористости (Коновалов А.В. и др., 2007). Выдавливание большей части расплавленного металла из зоны сварного соединения при некоторых способах термомеханической сварки позволяет минимизировать размер литой зоны сварного соединения.

3.1. Контактная точечная сварка

Контактная точечная сварка представляет собой процесс соединения листовых заготовок сварными точками, получаемыми при сжатии заготовок сварочными электродами с одновременным пропуском сварочного тока между ними, с расплавлением литого ядра между заготовками и его последующей кристаллизацией. Процесс применяется для различных материалов и широкого диапазона свариваемых толщин, хорошо освоен в производстве и выполняется на серийно выпускаемом оборудовании, сравнительно легок в автоматизации сборочно-сварочных работ, не требует применения защитных газов или присадочной проволоки, имеет высокую производительность, основанной на способности создавать высококонцентрированный поток тепловой энергии и быстрым расплавлением места сварки, и стабильное качество, не зависящее от квалификации сварщика как при дуговых видах сварки. Соединение, полученное контактной точечной сваркой контролепригодно для неразрушающих методов контроля: рентгенографического и ультразвукового, а на образцах – свидетелях металлографическими исследованиями, технологическими пробами на отрыв и механическими испытаниями на срез. Также неоспоримыми достоинствами контактной точечной сварки являются минимальная остаточная деформация благодаря кратковременному нагреву ограниченного объёма металла и благоприятные условия труда для сварщика вследствие отсутствия как сварочных аэрозолей, так и облучения открытых участков кожи и органов зрения (Кочергин К.А., 1987; Банов М.Д., 2008; Катаев Р.Ф. и др., 2015).

3.2. Ударно-конденсаторная сварка

Ударно-конденсаторная сварка является разновидностью контактной сварки и характеризуется: накоплением энергии, расходуемой на сварку в батарее конденсаторов; использованием в качестве источника теплоты дуги, горящей при разряде конденсатора; перемещением крепежной детали, привариваемой к листовой, под действием ударной механической нагрузки, которая приложена во время дугового разряда конденсаторов, оплавляющего свариваемые поверхности деталей. Крепежная деталь может быть различной конфигурации (шпильки, серьги, иглы, резьбовые втулки, упоры, контакты заземления) и имеет специальный поджигающий кончик, расплавляемый в момент соприкосновения с плоскостью заготовки. Сварка происходит с применением специального сварочного пистолета, в цангу которого и устанавливается крепежная деталь. Достоинствами данной сварки являются хорошая производительность работ; компактность применяемого оборудования; высокая точность дозирования

энергии в конденсаторе; малая зона нагрева вследствие локального оплавления сопрягаемой с листовой заготовкой поверхности крепежной детали; отсутствие необходимости применения расходных материалов; достаточная точность соединения элементов и их позиционирования между собой; возможность выполнения сварки крепежной детали с листовой, имеющей односторонний доступ. Ударно-конденсаторная сварка осуществляется с применением различных промышленно выпускаемых сварочных установок и применяется для получения сварных соединений из алюминиевых сплавов, коррозионноустойчивых сталей и углеродистых сталей (Калеко Д.М. и др., 1984; Моравский В.Э. и др., 1985).

3.3. Сварка дугой низкого давления

Сварка дугой низкого давления позволяет получать трубные соединения из однородных и разнородных металлов: алюминий – сталь, алюминий – титан, сталь – титан и других, имеющих высокие требования к герметичности и работоспособности. Для повышения равномерности нагрева для труб диаметром более 40 мм на дугу, горящую между свариваемыми торцами, накладывается поперечное магнитное поле. Магнитное поле, создаваемое в области торцов труб, обеспечивает направленное движение катодных пятен по окружности торцов труб и стабилизирует разряд на торцевых поверхностях, препятствуя его распространению по боковой поверхности труб. Сварка производится в камере при абсолютном давлении инертного газа около 1 кПа. Детали устанавливаются в зажимах с определённым зазором между их торцами, который остается постоянным на стадии нагрева деталей. Далее камеру вакуумируют до остаточного давления порядка 1 Па, наполняют аргоном до определённого низкого давления (0,6–1,0 кПа) и возбуждают между торцами деталей электрическую дугу, которая обеспечивает катодную очистку и нагрев торцов деталей и формирование на поверхности одного или обоих торцов сплошного слоя расплавленного металла. Поверхности обоих торцов оплавляются при формировании соединения в жидкой фазе, одного торца – при формировании соединения в контакте твердой и жидкой фаз (сваркопайка). После оплавления поверхностей торцов производится осадка, при которой торцы быстро сближаются на величину зазора и дополнительно на величину осадки, необходимую для выдавливания жидкого металла и деформации высокотемпературной зоны соединения. Данный процесс сварки является перспективным, поскольку обладает возможностью обеспечить высокое качество формирования сварных соединений однородных и разнородных металлов благодаря наличию эффективной катодной очистки торцов от оксидных

плен, проведению процесса в атмосфере инертного газа и возможностью ограничения теплового взаимодействия металлов при формировании соединения (Сидякин В.А. и др., 2014; Сидякин В.А. и др., 2015).

4. Результаты

4.1. Точечная контактная сварка

Из порошка сплава RS 553 производства ОК «РУС-АЛ» (Крохин А.Ю. и др., 2019) (аналог монолитного сплава 1570 ТУ 1-809-615-90) методом селективного лазерного сплавления были получены пластины толщиной 2 мм. Порошок RS 553 является коррозионностойким высокопрочным сплавом системы Al-Mg-Sc и применяется для аддитивного выращивания высоконагруженных изделий; комплексное легирование Sc и переходными металлами позволяет достичь оптимального уровня эксплуатационных характеристик при конкурентной стоимости. Предварительная подготовка под сварку заключалась в шабрениии наружных и прилегающих поверхностей пластин в соответствии с рекомендациями ОСТ 92-1152-2014 «Подготовка деталей под сварку и пайку». На машине контактной точечной сварки МТВ-8002 производства ООО «ТЕХНОСВАР КС» была выполнена сварка пластин с сочетанием толщин 2,0+2,0 мм многоточечным соединением. Режим сварки и электроды были подобраны на основе рекомендаций ОСТ 92-1115-91 «Сварка точечная, шовная и рельефная контактная. Общие требования». Макроструктура сварной точки представлена на рисунке 3. Рентгенографические и металлографические исследования показали соответствие требованиям нормативной документации (ОСТ 92-1114-80); выплесков или прилипания электрода к свариваемой поверхности не отмечено; вырыв технологической пробы проходил по основному материалу с образованием круглого вырыва.

На макрошлифе сварной точки (рисунок 3) отчетливо видны уплотнительный поясок, отсутствие наружных и внутренних выплесков, сплошная структура литого ядра без внутренних дефектов (без рыхлот и трещин), процент проплава в нижние и верхние заготовки одинаковый и составляет приблизительно 50% толщины, что соответствует требованиям ОСТ 92-1115-91. Разрушающая нагрузка при испытании на срез по ГОСТ 6996-66 составила 9385 ± 941 Н при диаметре литого ядра 7,0 мм.

4.2. Стыковая сварка дугой низкого давления

Из порошка сплава RS 553 методом селективного лазерного сплавления были получены трубные заготовки необходимой длины наружным диаметром 70 мм с толщиной стенки 5 мм. Подготовка поверхности свариваемых заготовок заключается в зачистке вращающихся, закреплённых в патроне, заготовок металлической щеткой из нержавеющей стали и протиркой до и после зачистки смоченной в спирте хлопчатобумажной тканью. Сварка производилась на модернизированной установке «СТЫК-ЗКИ» с вертикальным сварочным модулем, устройством создания поперечного магнитного поля в зазоре между торцами трубных заготовок. Установка снабжена инверторным источником питания дуги с током до 1500 А, позволяющим осуществлять процесс сварки как на переменном, так и на постоянном токе различной полярности трубных заготовок ограниченной длины (Сидякин В.А. и др., 2014; Сидякин В.А. и др., 2015).

Сварка трубных заготовок выполнялась на постоянном токе при непрерывном горении дуги. При этом на стадии нагрева катод дуги располагался на торце трубы нижней заготовки, а при оплавлении – на торце

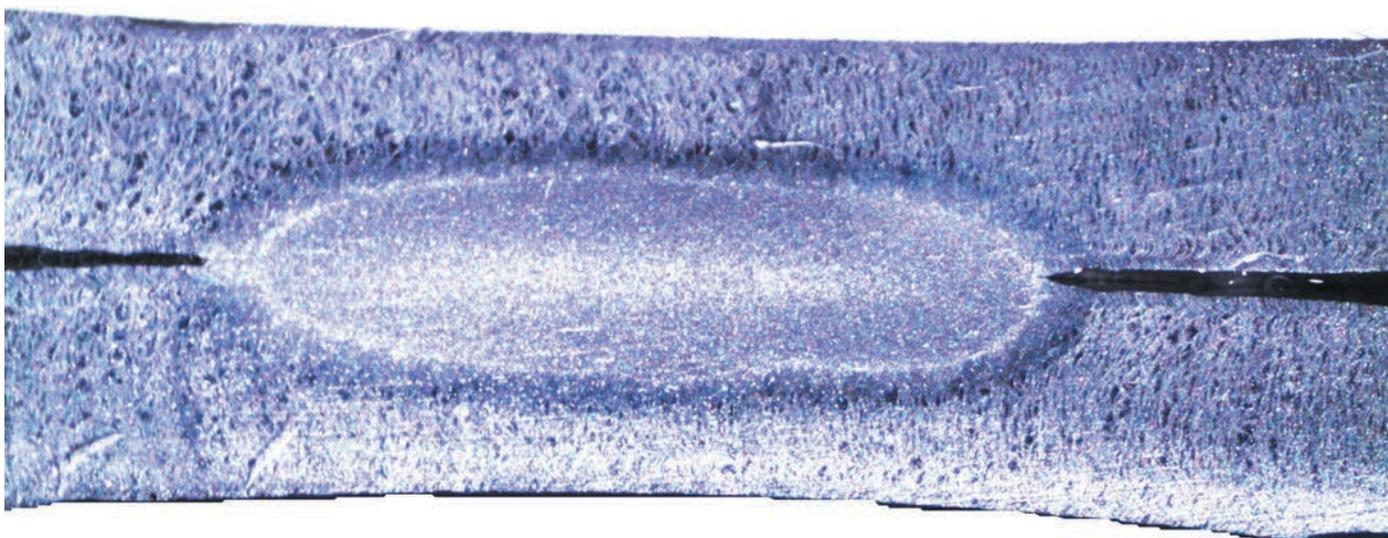


рисунок 3. Макрошлиф сварной точки контактной точечной сварки листовых заготовок из сплава RS 553

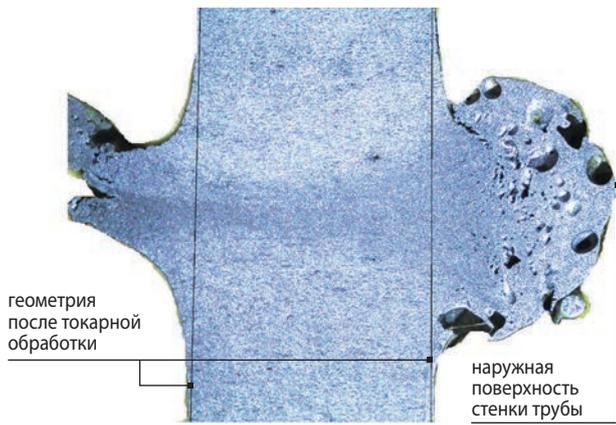


рисунок 4. Макрошлиф одного края трубного сварного соединения при сварке дугой низкого давления трубных заготовок из сплава RS 553

верхней. Макроструктура полученного сварного соединения приведена на рисунке 4. Далее, токарной обработкой удалялось усиление (грат) снаружи и внутри сварной заготовки в зоне стыка. Рентгенографические исследования показали отсутствие дефектов и инородных включений в сварном соединении. Механические испытания показали, что при статическом растяжении по ГОСТ 6996-66 образцы, вырезанные из трубчатого соединения, разрушаются по зоне термического влияния при 352 ± 14 МПа.

4.3. Ударно-конденсаторная сварка

Из порошка сплава RS 553 методом селективного лазерного сплавления были получены пластины толщиной 2 мм; предварительная подготовка заключалась в шабрени поверхности. На аппарате ударно-конденсаторной сварки LBS-75 производства «Fronius» на данные пластины была осуществлена приварка элементов крепежа из сплава АМг3 с диаметром буртика контактной площадки 8 мм, полученного точением (рисунок 5) (по технологии АО «НПО Лавочкина» – ТИ № 059000.25290.00003). Подготовка пластин заключалась в механическом шабрении, крепежа – в комбинированном кислотно-щелочном травлении. Сварные соединения успешно прошли испытания. Выплеск расплавленного металла расположен равномерно по диаметру вокруг буртика контактной площадки детали, по всей длине дуги. Проведены специальные механические испытания. Сварные соединения без разрушения выдерживают нагружение более требуемых по технологической нормативной документации: статическое – 1600 Н, на крутящий момент с применением динамометра – 2,5 Н·м.

Таким образом, сварные соединения, полученные термомеханическими видами сварки (контактная точечная сварка, сварка дугой низкого давления, ударно-конденсаторная сварка), являются качественными и успешно проходят визуальный и измерительный контроль, рентгенографические исследования

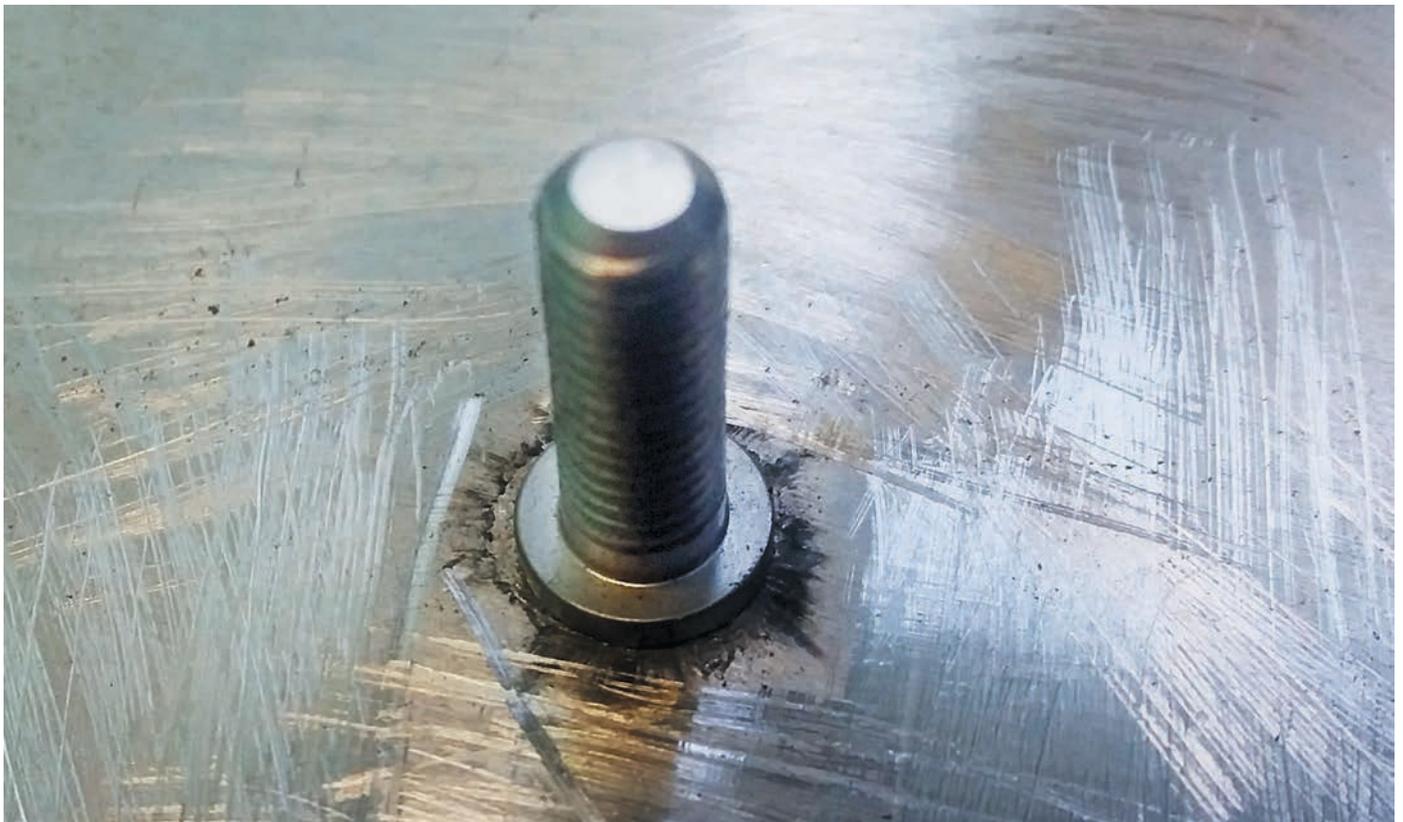


рисунок 5. Сварное соединение элемента крепежа к пластине из сплава RS 553 при ударно-конденсаторной сварке

и механические испытания. Это позволяет получать составные сварные детали, имеющие части, полученные как аддитивными, так и традиционными методами. Данные составные сварные детали расширят сферу применения аддитивных технологий в производстве, уменьшат трудозатраты.

ВЫВОДЫ

1. При контактной точечной сварке пластин (2,0+2,0 мм), изготовленных методом селективного лазерного сплавления из сплава системы Al-Mg-Sc, получена качественная сварная точка без внутренних дефектов с литым ядром диаметром 7,0 мм; разрушающая нагрузка при испытании на срез составила 9385 ± 941 Н, которая превышает в 1,7 раза минимально допустимую нагрузку, что соответствует требованиям ОСТ 92-1114-80.

2. При стыковой сварке дугой низкого давления трубных заготовок наружным диаметром 70 мм с толщиной стенки 5 мм, изготовленных методом селективного лазерного сплавления из сплава системы Al-Mg-Sc, рентгенографические исследования показали отсутствие дефектов и инородных включений в сварном соединении. Средняя прочность сварного соединения при статическом растяжении составила 352 МПа, что составляет 80% от прочности основного металла. Для обеспечения равнопрочности сварного соединения и трубы из основного металла возможно увеличение толщины стенки в зоне стыка.

3. При ударно-конденсаторной сварке элементов крепежа из сплава AlMg3 с диаметром контактной площадки 8 мм к пластине, изготовленной методом селективного лазерного сплавления из сплава системы Al-Mg-Sc, были проведены специальные механические испытания: статическое нагружение – 1600 Н, нагружение на крутящий момент с применением динамометра – 2,5 Н·м, что соответствует требованиям ТИ № 059000.25290.00003.

4. Применение термомеханических видов сварки деталей, полученных методом селективного лазерного сплавления, с деталями, полученными традиционными способами, позволит расширить возможности при конструировании сварных конструкций, понизит себестоимость их изготовления, а также уменьшит трудозатраты.

5. Опробование способов сварки плавлением (аргодуговая, лазерная, электронно-лучевая) на пластинах из алюминиевых сплавов системы Al-Mg-Sc, Al-Mg-Si, полученных методом селективного лазерного сплавления, показало, что требуемое качество сварных соединений не обеспечивается вследствие повышенной пористости сварных швов.

список литературы

Ананьев А.И., Шибалов М.В., Курков А.А., Борщев Ю.П. и др. Инновационные технологии –

в космическую отрасль // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2017. № 4. С. 134-137.

Банов М.Д. Технология и оборудование контактной сварки: учебник. М.: Издательский центр «Академия», 2008. 224 с.

Борщев Ю.П., Ананьев А.И., Камышанов И.В., Телеяев Е.Н. Применение метода 3D-печати при изготовлении элементов антенно-фидерных устройств космических аппаратов // Инженерный журнал: наука и инновация. 2020. № 9. С. 14-17.

Зленко М.А., Нагайцев М.В., Довбыш В.М. Аддитивные технологии в машиностроении: пособие для инженеров. М.: ГНЦ РФ ФГУП «НАМИ», 2015. 220 с.

Калеко Д.М., Моравский В.Э., Четвертко Н.А. Ударная конденсаторная сварка: монография. К.: Наукова думка, 1984. 200 с.

Катаев Р.Ф., Милютин В.С., Близник М.Г. Теория и технология контактной сварки: учеб. пособие. Екатеринбург: Изд-во Урал. ун-та, 2015. 144 с.

Коновалов А.В., Неровный В.М., Куркин А.С. Теория сварочных процессов: учебник для вузов. М.: МГТУ имени Н.Э. Баумана, 2007. 752 с.

Кочергин К.А. Контактная сварка. Л.: Машиностроение, 1987. 240 с.

Крохин А.Ю., Рябов Д.К., Вахромов Р.О., Королев В.А. и др. Преимущества и перспективы применения высокопрочного экономнолегированного сплава AL-MG-SC в аддитивном производстве // статья в сборнике трудов конференции «Цветные металлы и минералы-2019». Красноярск, 2019. С. 550-562.

Кулик В.И., Нилов А.С. Аддитивные технологии в производстве изделий авиационной и ракетно-космической техники: учеб. пособие. СПб.: Балт. гос. техн. ун-т, 2018. 160 с.

Моравский В.Э., Ворона Д.С. Технология и оборудование для точечной в. рельефной конденсаторной сварки. К.: Наукова думка, 1985. 272 с.

Сидякин В.А., Люкс Д.И. Стыковая сварка труб электрической дугой низкого давления в поперечном магнитном поле // Сварочное производство. 2014. № 7. С. 13-19.

Сидякин В.А., Люкс Д.И., Пономарев К.Е. Стыковая сварка дугой низкого давления трубного переходника из разнородных сплавов AlMg3+OT4 диаметром 70 мм // Сварочное производство. 2015. № 3. С. 29-33.

Тюлин А.Е., Ерохин Г.А., Павлов А.В., Горбунов В.А. и др. 3D-печати для изготовления элементов радиоэлектронной аппаратуры космического назначения // Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы. 2022. Т. 9, вып. 3. С. 76-90.

Статья поступила в редакцию 20.03.2024

Статья после доработки 21.03.2024

Статья принята к публикации 21.03.2024

КОНСТРУКТИВНЫЕ ОСОБЕННОСТИ КОСМИЧЕСКОГО РОБОТА С АМЕБОИДНЫМ ДВИЖИТЕЛЕМ



А.П. Софьин¹,
доцент, кандидат
технических наук;
vka@mil.ru;
A.P. Sofin



Л.А. Федорова¹,
доцент, кандидат
технических наук;
vka@mil.ru;
L.A. Fedorova

В статье рассмотрены вопросы, связанные с обоснованием подхода к проектированию движителей, обладающих квазиамебоидными признаками. Несмотря на новизну вопроса, амебоидный тип обладает несомненными преимуществами по сравнению с существующими движителями. Это определяет хорошую перспективу дальнейшего применения данного типа движителей в робототехнических и транспортных устройствах. Предложен к рассмотрению вариант конструктивного выполнения агрегата такого типа.

Ключевые слова:

*движение; движитель;
робот; условия; способ;
модель, конструкция;
инженерная экология;
космическое пространство; космос.*

Вопросы проектирования перспективных устройств, имеющих амебоидные признаки, неразрывно связаны с определением диапазона местных условий. В первую очередь, речь должна пойти о создании подвижных агрегатов для космоса, способных перемещаться по различным поверхностям космических объектов, характеризующихся широким

¹ Военно-космическая академия имени А.Ф. Можайского, Россия, г. Санкт-Петербург.

DESIGN FEATURES OF SPACE ROBOT WITH AMOEBOID THRUSTERS



И.Г. Уханов¹,
доцент, кандидат
технических наук;
vka@mil.ru;
I.G. Ukhanov



И.О. Кукушкин¹,
доцент, кандидат
технических наук;
vka@mil.ru;
I.O. Kukushkin

The article deals with related to the substantiation of the approach to the design of propellers with quasi-amoeboid features are considered. Despite the novelty of the issue, the amoeboid type has undoubted advantages over existing propellers. This determines a good prospect for the further application of this type of propulsion in robotic and transport devices. A variant of the constructive implementation of the unit of this type is proposed for consideration.

Keywords:

*motion; propulsion;
robot; conditions; method;
model; design;
engineering ecology;
outer space; space.*

спектром состояний преодолеваемых поверхностей: скалистых, подтопленных, покрытых травянистым слоем или снежно-ледяным покровом. Агрегаты и системы должны выдержать широкие диапазоны температуры и внешнего давления.

К настоящему времени, когда мы только подходим к вопросам проектирования и создания реальных

Military-Space Academy named after A.F. Mozhayskiy, Russia, Saint-Petersburg.

аппаратов, следует отметить, что не хватает данных для проведения сравнительного анализа экономичности применения таких аппаратов. Можно полагать, что на перспективные исследования повлияют неопределённость внешних условий и комплекса требующих уточнения данных по стоимости проектирования и производства устройств. На данном этапе без учёта дополнительных составляющих стоимости невозможна корректная оценка. В первую очередь, речь идёт об экологических и эксплуатационных затратах. В то же время применение в технических устройствах, не использовавшихся до настоящего времени процессов и природоподобных явлений априори делает возможным появление значительного числа достоинств у создаваемых объектов.

Проектирование следует начинать с решения прогностических вопросов оценки возможности движения и последующего создания устройств амёбоидного или, если быть точнее, квазиамёбоидного типа, что уже рассматривалось ранее (Софьин А.П. и др., 2022; Ардашов А.А. и др., 2017; Горшков Л.К. и др., 2022). Выделяя основные элементы создаваемых устройств, отметим их следующие составные части:

- технологический корпус переменной формы или позволяющий изменять порядок распределения внутренней массы;
- псевдоподии (корненожки), чаще всего деформационного типа, на корпусе устройства;

- центральный блок управления, обеспечивающий перемещение запасов жидкости к деформируемому участку корпуса и псевдоподиям.

Аморфный или эластичный технологический корпус может выполняться в варианте, допускающем его внешнее или внутреннее деформирование. Отметим, что именно внешние корненожки решают важнейшие динамические вопросы при движении:

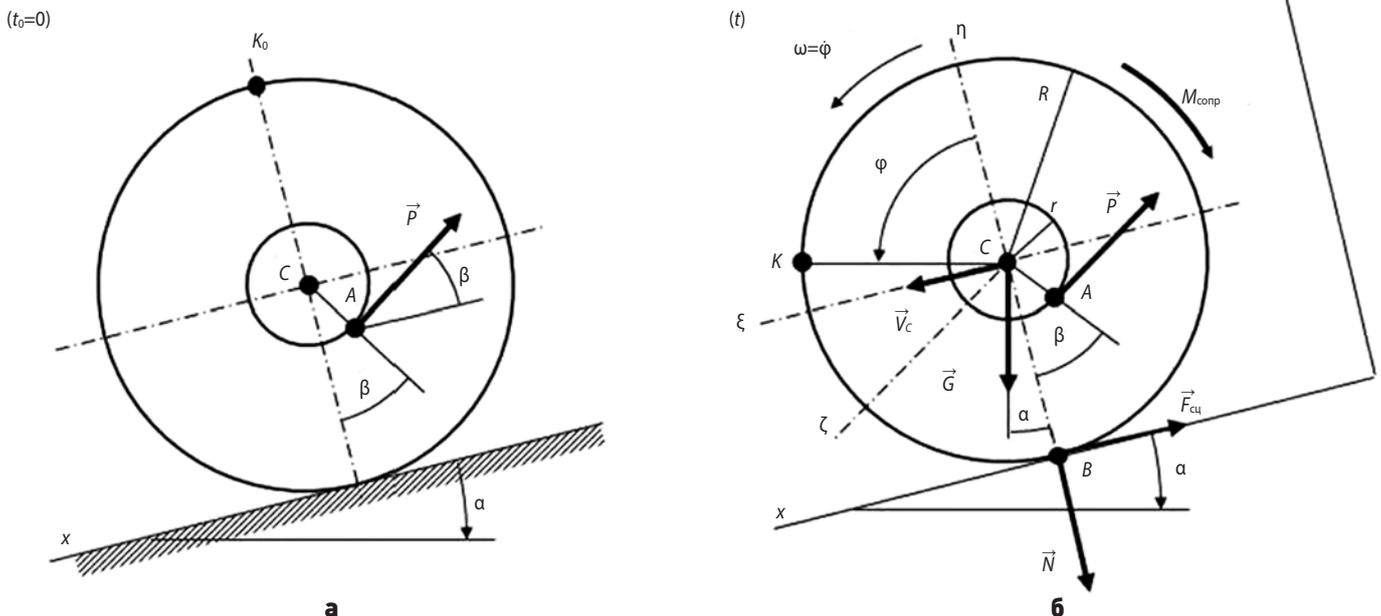
- обеспечение сцепления с поверхностью;
- размещение перемещаемой массы и создание вращающего момента для движения.

В процессе проектирования становится очевидной и требующей учёта связь деформационных характеристик элементов устройства и условий обеспечения передвижения. Напомним, что можно рассматривать два варианта корненожек различного или фиксированного размера:

- эластичные корненожки;
- жёсткие корненожки, не допускающие деформации при движении.

Независимо от степени и возможности деформации корпуса и корненожек для движения устройства необходимо обеспечить перераспределение внутренней массы. Это может быть осуществлено следующим образом:

- подачей, в соответствии с циклограммой работы, технологической жидкости в выбранный для программы управления набор корненожек;



а – к схеме движения; **б** – к определению параметров;

R, r – радиусы большой и малой окружностей сечения цилиндра вертикальной плоскостью, проходящей через центр масс C ; K – фиксированная точка на наружной поверхности цилиндра, совпадающая в начальный момент с точкой K_0 ; x, y – оси условно неподвижной системы координат; ξ, η, ζ – оси системы координат, связанной с центром масс C объекта; точка B – мгновенный центр скоростей; φ – угол поворота объекта; ω – его угловая скорость; \vec{V}_C – скорость центра масс; \vec{G} – сила тяжести; $\vec{F}_{сш}$ – сила сцепления; \vec{N} – нормальная реакция; $M_{сопр}$ – момент сопротивления качению.

рисунок 1. Расчётная схема

- дополнительным использованием внутреннего контура и (или) части корпуса для перераспределения массы.

В отношении предлагаемого варианта устройства целесообразно говорить лишь о частичном использовании характерных признаков амебоидного движения, главный из которых – перераспределение массы внутри корпуса для создания момента движущих сил. И если в живом организме это невозможно без деформации отдельных частей амебы, то в техническом устройстве это вполне осуществимо на уровне формирования заданных отсеков, характеризующихся формой и вместимостью. В первую очередь, отнесём к ним отдельные корненожки. Каждый такой отсек становится своеобразным резервуаром для временного накопления запаса жидкости. В свою очередь, именно масса жидкости позволяет при необходимости сместить центр масс устройства.

Дальнейшие предпроектные исследования следует также связать с изучением возможной формы и свойств корненожек. Варианты их исполнения:

- эластичное;
- упругорастягивающееся и сжимающееся;
- жёсткое.

Реализуемое амебоидное или квазиамебоидное движение целесообразно рассматривать в виде сложного движения устройства, привязанного к перемещению центра масс (Софьин А.П. и др., 2022). Как уже отмечалось, в этом случае рассматриваются две составляющие движения:

- переносное (поступательное вместе с центром масс);
- относительное (вращение вокруг центра масс).

На первом этапе использование амебоидных признаков позволяет говорить о цилиндрическом прототипе, способном перекачиваться по поверхности (рисунок 1).

Вопросы проектирования движителей

Первоначальную проработку конструкции и описание движения устройств с амебоидным движителем удобнее всего рассматривать с позиции выполнения указанного сложного движения аппарата, привязанного к перемещению центра масс (Софьин А.П. и др., 2022).

Ранее уже отмечалось, что математическая модель движения такого устройства основана на расчётной схеме, приведённой на рисунке 1 (Горшков Л.К. и др., 2022).

В этом случае дифференциальные уравнения плоского движения цилиндра как твёрдого тела имеют вид:

$$m\ddot{x}_C = \sum_1^n F_{kx}^e = F_x^e,$$

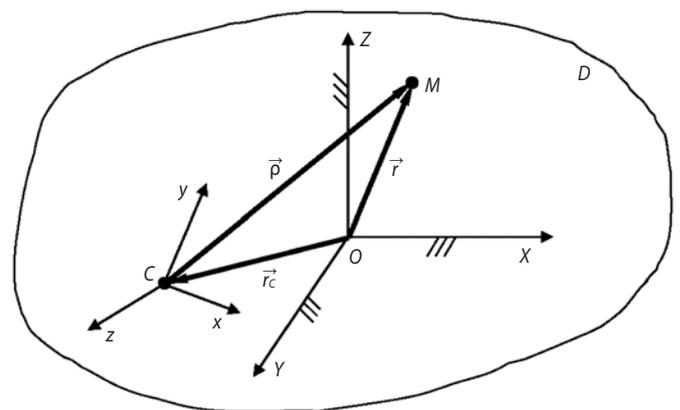
$$m\ddot{y}_C = \sum_1^n F_{ky}^e = F_y^e,$$

$$I_{C\xi} \ddot{\varphi} = \sum_1^n M_{C\xi} (\bar{F}_k^e) = M_{C\xi}^e,$$

где m – масса тела; F_x^e, F_y^e – проекции главного вектора внешних сил, приложенных к телу, на оси x и y ; $I_{C\xi}$ – момент инерции тела относительно оси $C\xi$, проходящей через его центр масс перпендикулярно плоскости движения xu ; $M_{C\xi}^e$ – главный момент всех внешних сил, приложенных к телу, относительно оси $C\xi$.

Перед началом проектирования таких устройств нужно отдавать себе отчёт в том, что в любом случае горизонтальная составляющая силы инерции, приложенная к материальной точке, совершающей относительное движение внутри корпуса, по абсолютной величине должна быть выше значения модуля силы трения. В свою очередь, появление масс, смещённых относительно центра масс робота, может происходить по заранее выбранным секторам (объёмам) конструкции или в соответствии с законом управления. Необходимая величина общей массы полностью определится потребной величиной главного вектора внешних сил. Проекция главного вектора внешних сил при этом формируется проекциями внешних сил (F_{xi}^e, F_{yi}^e), приложенных к каждой отдельной массе. Появление главного момента всех внешних сил и момента сил сопротивления связано с появлением изменений в распределении массы.

Движение робота можно рассматривать следующим образом. Имеется твёрдое тело D массой m_1 и материальная точка M массой m_2 . Считаем, что движение



точка O – начало неподвижной системы координат ($OXYZ$); точка C – начало подвижной системы координат ($Cxyz$); \vec{r} – радиус-вектор, определяющий положение точки M в неподвижной системе координат; \vec{r}_c – радиус-вектор, определяющий положение начала подвижной системы координат ($Cxyz$) относительно неподвижной системы координат; \vec{p} – радиус-вектор, определяющий положение точки M в подвижной системе координат.

рисунок 2. Рассматриваемая механическая система

механической системы происходит в плоскости. Рассматриваемая механическая система представлена на рисунке 2.

Предположим, что в начальный момент механическая система (МС), состоящая из твёрдого тела D и точки M , покоится. При первоначальном рассмотрении МС пренебрегаем всеми внешними силами и моментами внешних сил. В этом случае МС замкнута и может двигаться под действием только внутренних сил взаимодействия между телом и точкой. При этом центр масс МС (точка O) покоится и может быть использован в качестве начала неподвижной системы координат. Введём подвижную декартову систему координат (систему Кёнига) C_{xy} , связанную с телом D , её начало в центре масс этого тела (точка C). Пусть положение точки M по отношению к началу координат C задаётся вектором \vec{r} , а векторы \vec{r} и \vec{r}_c задают положения точек M и C относительно осей Кёнига:

$$\vec{r} = \vec{r} - \vec{r}_c.$$

Так как центр масс (точка O) МС в начальный момент покоится, то радиус-вектор \vec{r}_0 , определяющий положение точки O относительно неподвижной системы координат, – нулевой вектор, т.е.

$$\vec{r}_0 = \frac{m_1 \vec{r}_c + m_2 \vec{r}}{m_1 + m_2} = 0,$$

откуда

$$m_1 \vec{r}_c + m_2 \vec{r} = m_1 \vec{r}_c + m_2 (\vec{r}_c + \vec{\rho}) = 0. \quad (1)$$

Из равенства (1) получим

$$\vec{r}_c = -\frac{m_2 \vec{\rho}}{m_1 + m_2}.$$

Введём безразмерный коэффициент β , согласно выражению

$$\beta = \frac{m_2}{m_1 + m_2}, \text{ тогда } \vec{r}_c = -\beta \vec{\rho}. \quad (2)$$

Пусть \vec{v}_c – скорость точки C , а $\vec{\omega}$ – вектор угловой скорости тела D , направленный перпендикулярно плоскости движения, т.е. по оси z (рисунок 2). Так как действием внешних сил на механическую систему пренебрегаем, то для системы, состоящей из тела D и материальной точки M , имеет место закон сохранения количества движения:

$$m_1 \vec{v}_c + m_2 \vec{v} = 0, \quad (3)$$

где \vec{v} – абсолютная скорость точки M , совершающей сложное движение;

$$\begin{aligned} \vec{v} &= \vec{v}_c + \vec{v}_r, \\ \vec{v} &= \vec{v}_c + \vec{\omega} \times \vec{\rho} + \dot{\vec{\rho}}. \end{aligned} \quad (4)$$

В равенстве (4) при определении переносной скорости точки M центр масс тела D выбран в качестве полюса. Подставив выражение (4) в равенство (3), получим

$$m_1 \vec{v}_c + m_2 (\vec{v}_c + \vec{\omega} \times \vec{\rho} + \dot{\vec{\rho}}) = 0. \quad (5)$$

Принимая во внимание (2) и (5), имеем

$$\vec{v}_c = -\beta (\vec{\omega} \times \vec{\rho} + \dot{\vec{\rho}}) = 0. \quad (6)$$

Пусть J – момент инерции тела D относительно оси, проходящей через центр масс (точку C) этого тела перпендикулярно плоскости OXY . Предположим, что эта ось – главная центральная ось инерции тела D . Закон сохранения кинетического момента для рассматриваемой механической системы имеет вид:

$$m_1 \vec{r}_c \times \vec{v}_c + J \vec{\omega} + m_2 (\vec{r}_c + \vec{\rho}) \times (\vec{v}_c + \vec{\omega} \times \vec{\rho} + \dot{\vec{\rho}}) = 0. \quad (7)$$

Подставив \vec{r}_c из (2) и \vec{v}_c из (6) в (7), получим

$$(\beta |\vec{\rho}|^2 + J/m_1) \vec{\omega} + \beta \vec{\rho} \times \dot{\vec{\rho}} = 0. \quad (8)$$

Радиус инерции d тела D определяется соотношением

$$J = m_1 d^2. \quad (9)$$

Обозначим через x и y проекции вектора $\vec{\rho}$ на оси подвижной системы координат (C_{xy}). Пусть u и v – проекции вектора относительной скорости $\dot{\vec{\rho}}$ точки M на оси x и y системы координат (C_{xy}), а ϕ – угол поворота тела D в системе координат OXY . Тогда с учётом (9) и принимая во внимание, что

$$\dot{x} = u, \dot{y} = v, \rho_x = x, \rho_y = y, (\vec{\rho} \times \dot{\vec{\rho}}) = xy\dot{y} - yx\dot{x}, \omega_z = \dot{\phi},$$

уравнение (8) можно представить в виде:

$$[\beta(x^2 + y^2) + m_1 d^2 / m_1] \dot{\phi} + \beta(xy\dot{y} - yx\dot{x}) = 0,$$

откуда

$$\begin{cases} \dot{\phi} = \frac{\beta(yu - xv)}{d^2 + \beta(x^2 + y^2)}, \\ u^2 + v^2 \leq V^2 \end{cases} \quad (10)$$

где V – максимально допустимая величина модуля скорости для точки M .

Пусть в начальный $t=0$ и конечный $t=T$ моменты времени выполнены следующие граничные условия:

$$x(0) = x_0, y(0) = y_0, \phi(0) = \phi_0, \phi(T) = \phi_T. \quad (11)$$

Поставим задачу о поиске управления u и v , переводящих систему (10) из начального состояния в конечное, согласно (11), за минимальный промежуток времени T .

Рассматриваемые вопросы освещаются в имеющейся литературе, например (Бутенин Н.В. и др., 2008; Виноградова О.А., 2015; Виноградова О.А., 2016; Ишлинский А.Ю., Христианович С.А., 1977; Маркеев А.П., 1992; Софьин А.П. и др., 2023; Черноусько Ф.Л., Шматков А.М., 2019). Количество отдельных уровней (ступеней) массового разбиения внутри корпуса позволяет говорить о необходимости многоуровневого управления. Несмотря на значительное усложнение, в том числе и в конструктивном плане, появление таких уровней позволяет обеспечить, при необходимости, вывод или ввод дополнительных масс в организацию движения.

Мы отдаём себе отчёт, в том, что исследование динамики таких механических систем, движущихся за счёт перемещения внутренних масс, потребует поиска оптимального управления с целью максимизации средней скорости движения корпуса при различных ограничениях, наложенных на скорости внутренних масс. В свою очередь, применение устройств, использующих амебоидное движение, требует разработки соответствующих математических моделей, для чего предварительно необходимо найти решения следующих технических проблем:

- определения способа реализации амебоидного движения;
- выбора варианта конструкции устройства, включая его элементы, обеспечивающие движение;
- определения порядка возникновения и формы амебоидных выростов;
- уточнения способа управления – порядка срабатывания исполнительных элементов, в том числе запорной арматуры в магистралях;
- определения источников энергии для осуществления перемещения.

Повторим, что основные предпосылки к проектированию устройства, использующего амебоидный способ движения, можно рассматривать, выбрав в качестве образца неоднородное цилиндрическое тело, катящееся по неподвижной плоскости (см. рисунок 1). Плоское движение этого тела нужно исследовать в одном из вариантов перемещения объёмов жидкости внутри жёсткой оболочки корпуса и приведения в этом случае внешних сил к главному вектору \vec{P} , определяющему расположение плоскости движения.

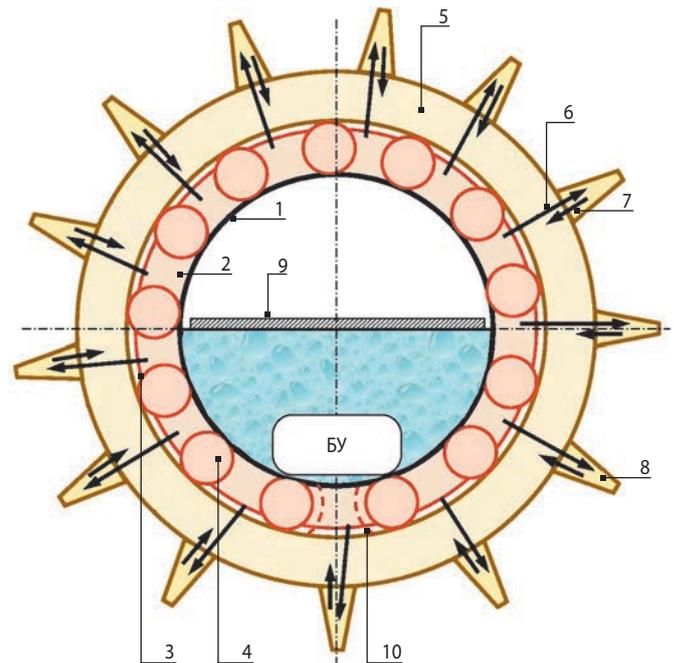
При этом следует считать, что выбранный образец контактирует с шероховатой поверхностью посредством выпирающих псевдоподий, образующихся на внешней эластичной оболочке корпуса при наполнении их жидкостью. Плоскость, проходящая через точку приложения главного вектора внешних сил \vec{P} и точку контакта аппарата с шероховатой поверхностью, перпендикулярную образующей цилиндра, является плоскостью движения. Форма корненожек может быть переменной или оставаться неизменной.

Ориентацию в пространстве таких устройств можно изменять перемещением объёмов жидкости внутри жёсткого корпуса, сопровождающимся изменением точки приложения и линии действия главного вектора внешних сил \vec{P} . Наполнение жидкостью одной или нескольких псевдоподий позволит изменить положение точки контакта объекта с шероховатой поверхностью. Таким образом, можно вызвать движение амебоидного аппарата в любой плоскости. Соответственно, этот процесс должен регулироваться системой управления.

Рассматривая последующее движение аппарата в одной из плоскостей, необходимо определить:

- возможное предельное или среднее значение силы \vec{P} , под действием которой осуществляется его качение без скольжения по негладкой наклонной плоскости;
- возможность его движения со скольжением, с остановками с фиксацией моментов времени, в которые происходят остановки;
- расчётные кинематические характеристики движения центра масс аппарата, в том числе при его вращении вокруг оси, проходящей через центр масс.

Отметим, что ось вращения аппарата перпендикулярна плоскости движения. В любом случае рассматривается движение амебоидного устройства вдоль поверхности. В последующих разработках и исследованиях следует учитывать местные условия и возможность появления значительных наносов, загрязнений, способных привести к застреванию таких устройств. Это диктует необходимость своевременного и оптимального выбора маршрута движения, а диапазон условий сформирует требования к выбору материалов.



- 1** – внутренний цилиндр-накопитель (с наружной беговой дорожкой);
2 – напорный коллектор с сепаратором **3** и телами качения **4**, а также дорожкой;
5 – безнапорный коллектор со сквозными каналами **6** – подачи, **7** – сброса;
8 – псевдоподия (корненожка);
9 – капиллярная плита; **10** – канал сброса;
БУ – блок управления с системами подачи и распределения жидкости.

рисунок 3. Конструктивная схема квазиамебоидного движителя

Ясно, что только после выявления особенностей проектирования становится возможным переход к формированию конкретной конструкции квазиамебоидного движителя. Основным вопросом при этом представляется выбор подхода к дальнейшему исполнению узлов и систем, обеспечивающих движение.

На рисунке 3 представлена возможная конструкция квазиамебоидного робота цилиндрического типа. Организация движения потребует создания гидравлических систем для последующего хранения и циркуляции жидкости.

Именно перемещение (перетекание) жидкости позволит создавать вращающий момент, а также определять или формировать геометрию внешних оболочек робота. Повторим, что вне зависимости от выбранной конструкции мы получаем очевидный выигрыш благодаря отсутствию колёс и адаптированных под них поверхностей.

Предложенная конструкция амебоидного робота потребует учёта расположения и дальнейшего использования средств подачи и дозирования, размещённых в блоке управления. Функционирование отдельных систем и приборов должно подчиняться заложенному алгоритму функционирования всего устройства в целом. Соединённые в единое целое магистрали перемещения жидкости представляют собой типичную гидравлическую систему с установленной в ней арматурой. Блок управления реализует циклограмму, соответствующую закону изменения вращающего момента. Для этого, наряду с системой управления, в нём должны появиться исполнительные устройства – насосы, а также измерительно-контрольные приборы.

Свободное размещение внутренней массы, благодаря которому возможно качение внутреннего цилиндра-накопителя 1 по телам качения, решает последующую задачу ориентации жидкости, прижатой капиллярной плитой. Для облегчения решения вопросов герметизации в первом варианте предполагается использовать напорный коллектор 2, заполненный телами качения 4 в сепараторе 3. Объём напорного коллектора постоянно заполнен жидкостью под давлением.

Именно данный коллектор используется в качестве внутреннего расходного резервуара для подачи жидкости в корненожки 8 по магистралям 6 через безнапорный коллектор 5. Последующее перераспределение масс связано со сбросом жидкости по дренажным трубкам 7 и возвращением жидкости по системе каналов 10 в исходный накопитель.

заключение

Существующие проработки позволяют к настоящему времени напрямую рассматривать вопросы создания устройств, имеющих явные амебоидные

признаки. Очевидно, что развитие техники и освоение космического пространства потребуют широкого применения новых типов устройств, позволяющих парировать недостатки современного оборудования и обеспечить исследование и освоение территорий с различными условиями. Создание подобных устройств приобретает ещё большее значение с учётом возможности их применения при изучении неосвоенных объектов на нашей планете.

список литературы

Ардашов А.А., Силантьев С.Б., Софьин А.П., Федорова Л.А. Состояние и перспективы развития движителей космических роботов // Труды Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского. СПб.: ВКА им. А.Ф. Можайского, 2017. Вып. 656. С. 85-91.

Бутенин Н.В., Луниц Я.Л., Меркин Д.Р. Теоретическая механика. СПб.: Лань, 2008. 736 с.

Виноградова О.А. Движение цилиндра по подвижной плоскости с трением // XI Всероссийский съезд по фундаментальным проблемам теоретической и прикладной механики (Казань, 20–24 августа 2015): сб. докладов. Казань: Казанский (Приволжский) федеральный университет, 2015. С. 766-768.

Виноградова О.А. Движение цилиндра по подвижной плоскости с трением // Прикладная математика и механика. 2016. № 80. С. 444-449.

Горшков Л.К., Софьин А.П., Федорова Л.А., Уханов И.Г. К вопросу о разработке и создании устройств с амебоидными движителями // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2022. № 3. С. 52-56. DOI: 10.26162/LS.2022.57.3.008.

Ишлинский А.Ю., Христианович С.А. Механика и техника // Прикладная математика и механика. 1977. Т. 41, № 5. С. 790-801.

Маркеев А.П. Динамика тела, соприкасающегося с твердой поверхностью. М.: Наука. Гл. ред. физ. мат. лит., 1992. 336 с.

Софьин А.П., Федорова Л.А., Горшков Л.К., Уханов И.Г. О режимах плоского движения космического робота, имеющего аморфные признаки // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2023. № 3. С. 51-57. DOI: 10.26162/LS.2023.61.3.006.

Софьин А.П., Федорова Л.А., Сударь Ю.М. К вопросу применения аморфных устройств // Труды МАИ. 2022. № 122. С. 1-24.

Черноузько Ф.Л., Шматков А.М. Оптимальное управление поворотом твердого тела при помощи внутренней массы // Изв. РАН. Теория и системы управления. 2019. № 3. С. 10-23.

Статья поступила в редакцию 01.02.2024

Статья после доработки 01.02.2024

Статья принята к публикации 01.02.2024

МОДЕЛЬ НАГРЕВА КОСМИЧЕСКОГО МИКРОАППАРАТА ПРИ ВХОЖДЕНИИ В ПЛОТНЫЕ СЛОИ АТМОСФЕРЫ



А.В. Белянкин¹,
кандидат технических наук,
vka@mil.ru;
A.V. Beliankin

В статье отмечена тенденция увеличения числа запускаемых низкоорбитальных космических микроаппаратов и прогнозируемая в связи с этим проблематика неконтролируемого схода с орбиты большого их количества. В статье приведена модель спуска космического микроаппарата в атмосфере Земли, учитывающая аэродинамический нагрев и, как следствие, унос массы с поверхности КА и изменение аэродинамических параметров в зависимости от угла входа в атмосферу.

Ключевые слова:

*аэродинамический нагрев;
космический микроаппарат;
космический мусор;
спуск в атмосферу.*

С каждым годом количество космических аппаратов (КА), выводимых на околоземные космические орбиты, увеличивается. Это происходит за счёт увеличения доли малых космических аппаратов (МКА) в основном грузопотоке. Среди МКА особенное место занимают КА, выполненные по технологии CubeSat. Причём, наряду с исследовательскими задачами, орбитальные группировки (ОГ), состоящие из КА, разработанных и изготовленных по указанной

¹ Военно-космическая академия имени А.Ф. Можайского, Россия, г. Санкт-Петербург.

MICROSPACECRAFT HEATING MODEL AT ENTERING DENSE ATMOSPHERE



В.В. Дуга¹,
кандидат технических наук,
vka@mil.ru;
V.V. Duga

The article notes the tendency of increase of low-orbit microspacecraft launches and the relevant problems of their uncontrolled deorbiting. The article provides a model of a microspacecraft descent in the Earth atmosphere, considering aerodynamic heating and, as a result, spacecraft ablation and change of its aerodynamic parameters depending on the reentering angle.

Key words:

*aerodynamic heating;
microspacecraft;
space debris;
entry.*

технологии, всё чаще выполняют прикладные задачи. Появление ОГ, состоящих из КА различных форм факторов CubeSat, имеющих прикладное значение, несомненно приведёт к появлению ещё большего количества многоспутниковых ОГ и дальнейшему увеличению количества объектов на орбите. Для краткости весь класс КА, изготовленных по технологии CubeSat, будем называть космическими микроаппаратами (МКР КА).

¹ Military-Space Academy named after A.F. Mozhayskiy, Russia, Saint-Petersburg.

Отличительной особенностью МКР КА является относительная простота их бортового обеспечивающего комплекса (Мосин Д.А., Михайленко А.В., Северенко А.В., 2019; Мосин Д.А., Абдурахимов А.А., Ляшевский А.В., 2019). В частности, малочисленна категория МКР КА, в состав систем управления движением которых входит двигательная установка (ДУ) для совершения манёвров центром масс. Упомянутые КА чаще всего имеют возможность управления относительно центра масс с помощью двигателей маховиков и магнитных катушек.

Вместе с тем проблематика космического мусора стояла достаточно остро и до того, как применение МКР КА стало практикой десятков организаций. Так как у существенной доли МКР КА отсутствует возможность управления центром масс, в ближайшем будущем следует ожидать либо существенного «замусоривания» отдельных орбит, либо неконтролируемого схода с орбиты десятков, а в перспективе и сотен МКР КА.

Проблематика «замусоривания» орбит вышедшими из строя МКР КА является отдельным вопросом (Екименко А.А., Михайлов Д.Ю., 2021) и выходит за рамки настоящего исследования. Однако вопрос контролируемого схода КА с орбиты при управлении только относительно центра масс, является важной, но реализуемой научно-технической задачей. В рамках исследования упомянутой проблематики разработана модель нагрева космического МКР КА при вхождении в плотные слои атмосферы, с помощью которой возможно рассчитать диапазон значений угла входа в атмосферу для гарантированного выгорания и уноса массы МКР КА.

1. Теоретические основы явления аэродинамического нагрева

При полёте КА в атмосфере с большими скоростями происходит сильный нагрев его поверхности (Власов В.И. и др., 2011; Ярошевский В.А., 1988). Этот нагрев происходит в основном под влиянием тепла, поступающего из ударного слоя, заключённого между лобовой поверхностью и головным скачком, и из пограничного слоя путём конвекции. Для определения теплового потока необходимо знать температуру поверхности МКР КА. Результирующий тепловой поток является суммой шести потоков:

- солнечного теплового потока;
- конвективного теплового потока;
- теплового потока от Земли;
- теплового излучения газа, нагреваемого ударной волной;
- потока тепла от оборудования;
- теплового потока излучённого нагретой поверхностью МКР КА.

При полёте КА $q_{\text{солн}}$, $q_{\text{зем}}$, $q_{\text{обор}}$, $q_{\text{изл.газа}}$ малы по сравнению с $q_{\text{конв}}$, $q_{\text{изл.тела}}$.

Тогда получаем

$$\Delta q = C_{\text{об}} \cdot \rho_{\text{об}} \cdot \delta_{\text{об}} \cdot \frac{dT_{\text{ст}}}{dt},$$

где $C_{\text{об}}$, $\rho_{\text{об}}$, $\delta_{\text{об}}$ – удельные теплоёмкость, плотность и толщина материала оболочки КА. Уравнение баланса тепла для поверхности КА при спуске в атмосфере Земли запишется следующим образом:

$$q_{\text{конв}} - q_{\text{изл.тела}} = C_{\text{об}} \cdot \rho_{\text{об}} \cdot \delta_{\text{об}} \cdot \frac{dT_{\text{ст}}}{dt}.$$

Из формулы Ньютона определяем

$$q_{\text{конв}} = \alpha \cdot (T_{\text{пот}} - T_{\text{ст}}),$$

где α – коэффициент теплоотдачи.

В соответствии с принятыми допущениями $T_{\text{пот}}$ принимаем равной $T_{\text{субл}}$. Тепло, излучаемое 1 м² стенки в единицу времени, определяется законом Стефана – Больцмана

$$q_{\text{изл}} = \varepsilon \cdot \sigma \cdot T_{\text{ст}}^4.$$

Коэффициент теплоотдачи α зависит от удельного расхода газа, движущегося вдоль поверхности, степени турбулентности потока, теплоёмкости газа, а также от формы аппарата.

2. Модель движения космического аппарата в атмосфере

При исследовании особенностей движения МКР КА в атмосфере, определении ограничений по аэродинамическому нагреву и оценке массы уносимого материала используются приближенные методы, так как точное определение этих параметров представляет собой весьма сложную задачу. Для приближенного расчёта необходимо знать:

- скорость полёта;
- траекторию движения;
- параметры атмосферы;
- форму летательного аппарата.

Для расчёта параметров траектории необходимо решить систему дифференциальных уравнений движения МКР КА (Ярошевский В.А., 1988). Удобнее эти уравнения записать в скоростной системе координат (рисунок 1):

$$m \cdot \frac{dV}{dt} = -X_a - G \cdot \sin \theta, \tag{1}$$

$$m \cdot \frac{d}{dt} \cdot (\theta - \varphi) = -G \cdot \cos \theta, \tag{2}$$

где V – скорость полёта; G – вес аппарата; θ – угол наклона вектора скорости к местному горизонту; φ – угол поворота местной вертикали; X_a – сила лобового сопротивления.

Сила лобового сопротивления определяется по формуле

$$X_a = \frac{1}{2} \cdot C_{xa} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S,$$

где C_{xa} – коэффициент силы лобового сопротивления; ρ – плотность воздуха; S – характерная площадь ЛА.

Плотность воздуха является функцией высоты полёта $\rho = \rho(h)$. Поэтому уравнения (1) и (2) необходимо дополнить кинематическим соотношением

$$\frac{dh}{dt} = V \cdot \sin \theta.$$

Плотность необходимо определять по формуле, соответствующей ГОСТ 4401-81:

$$\rho_h = 1,125 \cdot e^{-\frac{h}{7160}}.$$

Коэффициент сопротивления C_{xa} тел можно определить по формуле (*Аэромеханика сверхзвукового обтекания тел вращения степенной формы*, 1975)

$$C_{xa} = \frac{1}{2} \cdot \bar{P}_{\max} \cdot (1 + \sin^2 \theta_c),$$

где \bar{P}_{\max} – коэффициент давления в критической точке; θ_c – угол полураствора лобового сегмента.

Коэффициент давления при числах Маха $M > 1$ рассчитывается по формуле

$$\bar{P}_{\max} = \frac{2}{k \cdot M^2} \cdot \left[\frac{\left(\frac{k+1}{2} \cdot M^2 \right)^{\frac{k}{k-1}}}{\left(2 \cdot \frac{k}{k+1} \cdot M^2 - \frac{k-1}{k+1} \right)^{\frac{1}{k-1}}} - 1 \right],$$

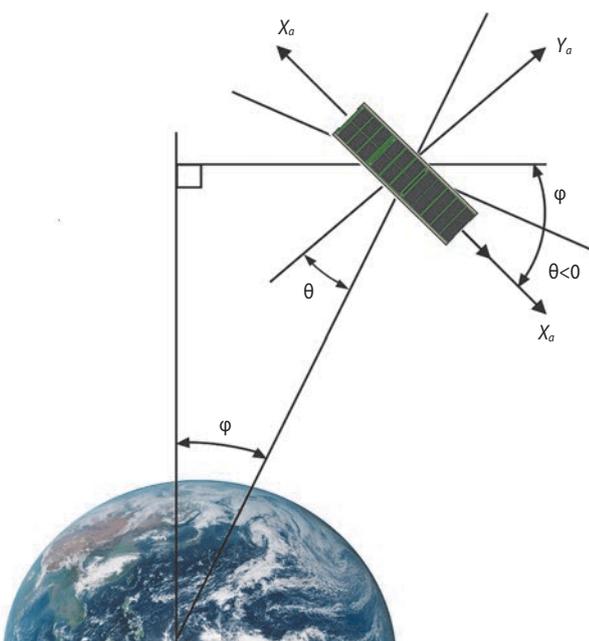


рисунок 1. Силы, действующие на МКР КА в скоростной системе координат

где k – постоянная адиабаты воздуха.

Число Маха определяется как отношение скорости аппарата к скорости звука на данной высоте, которая зависит от температуры атмосферы:

$$M = \frac{V}{a}, \quad a = 20,046796 \sqrt{T_a}.$$

Для расчётов на ЭВМ систему уравнений движения ЛА с учётом того, что $\frac{d\varphi}{dt} = \frac{V \cdot \cos \theta}{R_3 + h}$, удобно записать в виде:

$$\frac{dV}{dt} = -g \cdot \left(\frac{C_{xa} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S}{2 \cdot G} + \sin \theta \right), \quad (3)$$

$$\frac{d\theta}{dt} = -\frac{g}{V} \cdot \cos \theta \cdot \left(1 - \frac{V^2}{g \cdot R_3} \right), \quad (4)$$

$$\frac{dh}{dt} = V \cdot \sin \theta. \quad (5)$$

Так как радиус Земли $R_3 = 6371210$ м есть величина более высокого порядка, чем высота полёта h , то принимаем $R_3 + h \approx R_3$.

Решение системы уравнений может быть осуществлено, если заданы начальные условия: V_0, θ_0, h_0 . Численное решение системы производится методом Рунге – Кутты четвёртого порядка, имеющим приемлемую точность расчёта.

3. Определение параметров аэродинамического нагрева

Максимальную плотность теплового потока в лобовой части затупленного тела можно определить, как:

$$q_{k\max} = C \cdot \frac{\rho^k}{r_h^l} \cdot V^m \cdot \left(1 - \frac{i_{ст}}{i_r} \right), \quad (6)$$

где C, l, k, m – постоянные, определяемые состоянием пограничного слоя; V – скорость набегающего потока; i_r – энтальпия восстановления; $i_{ст}$ – энтальпия газа у стенки.

Числовые значения постоянных приведены в таблице 1.

таблица 1 – Значения параметров аэродинамического нагрева

состояние пограничного слоя	C	k	l	m
ламинарный пограничный слой	$1,94 \cdot 10^{-7}$	0,5	0,5	3,2
турбулентный пограничный слой	$1,5 \cdot 10^{-7}$	0,8	0,2	3,3

При полёте с большими скоростями энтальпия восстановления приближённо рассчитывается с использованием соотношения

$$i_v = i_0 - \frac{V^2}{2} + \frac{a^2}{k-1},$$

где i_0 – энтальпия торможения; a – скорость звука. Энтальпию газа у стенки $i_{ст}$ определяют по температуре, соответствующей началу сублимации теплозащитного материала

$$i_{ст} = C_p \cdot T_{субл}.$$

Для приближенной оценки влияния температуры воздуха на его удельную теплоёмкость при постоянном давлении можно воспользоваться формулой

$$C_p = C_p \cdot \left(\frac{T}{T_1} \right)^n.$$

Для $T > 1000$ К принимают значение $n=0,1$. При меньших температурах теплоёмкость можно считать постоянной и равной $C_p=1000$ Дж/(кг·К). Температура сублимации $T_{субл}$ для материала МКР КА считаем равной 2000 К. Общее количество тепла Q_m , поступившее к лобовой поверхности МКР КА за время движения по траектории, определяется выражением

$$Q_m = \int_0^t dt \cdot \iint_S q(S, t) \cdot dS.$$

Распределение плотности теплового потока по носовому затуплению аппроксимируется выражением

$$q(S) = q_{k \max} \cdot (1 - 0,528 \cdot \alpha^2 + 0,5 \cdot \alpha^5),$$

в котором $q_{k \max}$ определяется по формуле (6) и зависит только от времени, а второй множитель зависит от угла α . Следовательно, интегралы по t и по S можно вычислить независимо, а Q_m определять как их произведение. Целесообразно первый интеграл вычислять в процессе интегрирования системы (3)–(5):

$$\int_0^t q_{k \max} \cdot dt = \sum q_{k \max} \cdot \Delta t.$$

Для вычисления второго интеграла необходимо выразить элемент поверхности dS через $d\alpha$: $dS = 2 \cdot \pi \cdot r_n \cdot r_n \cdot d\alpha = 2 \cdot \pi \cdot r_n^2 \cdot \sin \alpha \cdot d\alpha$, тогда получим

$$\begin{aligned} \iint_S (1 - 0,528 \alpha^2 + 0,05 \alpha^5) dS = \\ = 2 \pi r_n^2 \int_0^{\frac{\pi - \theta_c}{2}} \sin \alpha (1 - 0,528 \alpha^2 + 0,05 \alpha^5) d\alpha. \end{aligned}$$

Для определения массы уносимого материала с лобовой поверхности МКР КА, который испаряется за счёт тепла Q_m , необходимо знать удельную теплоту сублимации i_v . Для материала, из которого изготовлены корпус и внешние элементы КА, примем максимальное значение теплоты сублимации $i_v=7000$ кДж/кг. Масса уносимого материала рассчитывается по формуле

$$m_m = \frac{Q_m}{i_v}.$$

4. Алгоритм и программа для расчёта на ПЭВМ аэродинамических параметров

Известно большое количество реализаций методов расчёта спуска космических аппаратов в атмосферу, различающихся степенью совершенства и универсальностью (Охоцимский Д.Е. и др., 1975).

Предлагаемый алгоритм расчёта аэродинамического нагрева при движении МКР КА в атмосфере позволяет учитывать унос сублимированного материала с поверхности КА при расчёте аэродинамического нагрева, с учётом значительного количества возможных вариантов изменений начальных параметров входа в атмосферу и геометрических характеристик МКР КА.

В соответствии с постановкой задачи и расчётными формулами алгоритм решения задачи, необходимый для составления программы, проиллюстрируем блок-схемой, приведённой на рисунке 2.

Следует отметить, что в программе применялся как метод Ньютона с постоянным шагом интегрирования равным 1 с (алгоритм представлен на рисунке 2), так и метод Рунге – Кутты с переменным шагом. В обоих случаях реализован итерационный цикл, организующий вычисление параметров движения, аэродинамического нагрева и изменения массогабаритных характеристик МКР КА, которые изменяются во времени, погрешность вычислений при этом, составляющая не более 10%, является приемлемой для представленной задачи.

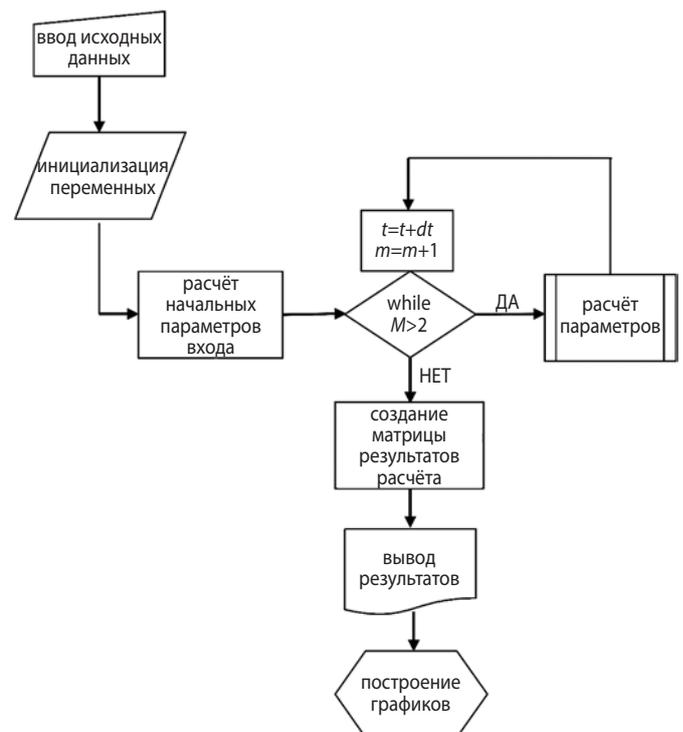


рисунок 2. Алгоритм решения задачи для составления программы

5. Результаты расчёта параметров траектории и аэродинамического нагрева

С помощью приведённой модели осуществлён расчёт термодинамических характеристик процесса аэродинамического торможения наиболее распространённых форм факторов современных МКР КА. Результаты расчётов для характерных углов входа в атмосферу $\theta = -5^\circ$ и $\theta = -30^\circ$ представлены в таблицах 2 и 3.

Результаты расчёта аэротермодинамических параметров также представлены в виде распределения температуры и давления при движении в атмосфере, соответствующих максимумам перегрузки и удельного конвективного теплового потока к поверхности КА (рисунок 3). На них чётко отображается характер распределения аэротермодинамических параметров при различных форм-факторах КА и углах наклона КА к вектору скорости.

Резкое изменение скорости полёта МКР КА в атмосфере Земли наблюдается на высотах, с 60 до 40 км для углов входа $\theta = -2,5^\circ \dots -30^\circ$, причём чем меньше по модулю угол входа, тем на больших высотах происходит торможение МКР КА. Максимум силы лобового сопротивления, а следовательно, и перегрузки приходится на большие значения угла входа, так как именно при этих углах (порядка $-15 \dots -30$) наблюдается наиболее резкое снижение скорости полёта МКР КА. Значения перегрузки в данных условиях значительно превышают предельно допустимые для конструкции МКР КА. Следовательно, с увеличением по модулю угла входа МКР КА в атмосферу повышается вероятность разрушения его конструкции вследствие действия на поверхность больших сил лобового сопротивления.

Одновременно с большими силовыми нагрузками, действующими на лобовую поверхность МКР КА, при полёте в атмосфере возникает сильный аэродинамический нагрев. Плотности конвективного

теплового потока достигают значений $1,5 \cdot 10^3$ кВт/м² при углах входа θ от $-2,5^\circ$ до -5° и постоянно увеличиваются до значений $8 \cdot 10^3$ кВт/м² при $\theta = -30^\circ$. Диапазон высот, на которых происходит интенсивный аэродинамический нагрев МКР КА, лежит в пределах от 60 до 30 км. Именно с высоты 60 км суммарное количество тепла достигает значений, при которых начинается существенный унос материала конструкции МКР КА вследствие его плавления и испарения.

Суммарное воздействие больших перегрузок и тепловых потоков на конструкцию МКР КА приводит к её разрушению и обгоранию в плотных слоях атмосферы на высотах 60–30 км, что подтверждается результатами расчётов. С увеличением угла входа степень разрушения МКР КА увеличивается, но приходится на меньшие значения высоты полёта.

6. Оценка последствий силового воздействия и аэродинамического нагрева на элементы конструкции МКР КА при её входе в атмосферу

Максимальные значения плотности тепловых потоков численным методом соответствуют высоте полёта 60–30 км, что хорошо согласуется с натурными экспериментальными данными спуска в атмосфере космических аппаратов с погрешностью не более 10% (Сухарулидзе Ю.Г. и др., 2018; Захаренко Д.В. и др., 2021; Суханов А.В. и др., 2023). Это говорит о том, что модель применима для определения аэродинамического нагрева при исследовании прохождения МКР КА через атмосферу на гиперзвуковых скоростях полёта.

Анализ полученной эпюры тепловых потоков к поверхности МКР КА и ударно-волновой структуры показал, что нагрев происходит не только на её лобовой, но и на боковой поверхности. Причём ударно-волновая структура потока на изломе образующей корпуса максимально приближена к корпусу МКР КА и плотности тепловых потоков

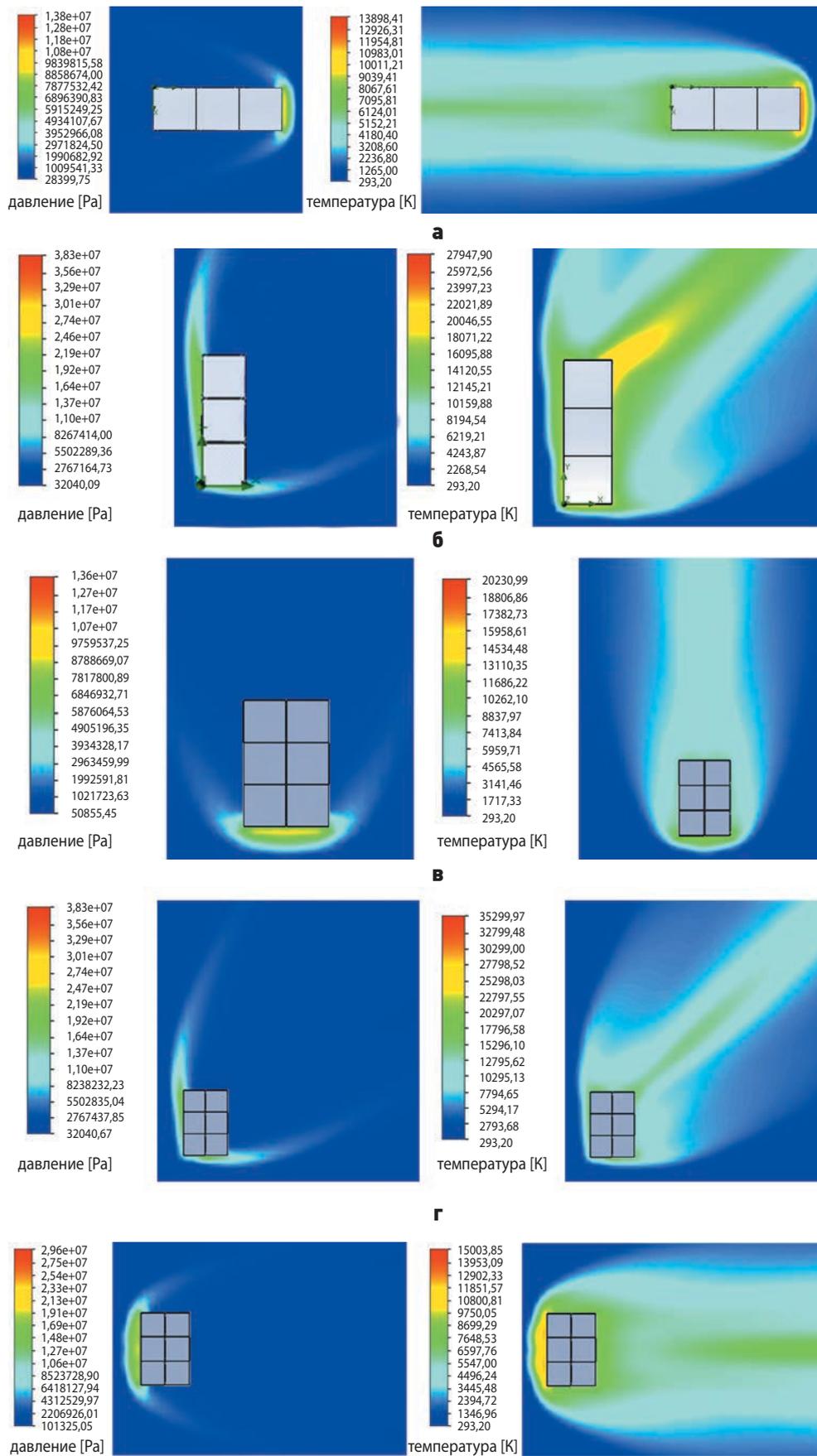
таблица 2 – Результаты расчётов для типовых МКР КА при угле входа в атмосферу $\theta = -5^\circ$

форм-фактор КА	максимальный удельный тепловой нагрев МДж/м ² /с	максимальная перегрузка по оси x	время полёта, с (с высоты 100 км)	начальная масса МКР КА, кг
3U	1	14	390	5
6U	1,5	15	299	12
12U	2,2	16	250	25
16U	2,3	17	240	30

таблица 3 – Результаты расчётов для типовых МКР КА при угле входа в атмосферу $\theta = -30^\circ$

форм-фактор КА	максимальный удельный тепловой нагрев МДж/м ² /с	максимальная перегрузка по оси x	время полёта, с (с высоты 100 км)	начальная масса МКР КА, кг
3U	2,5	85	259	5
6U	3,5	87	157	12
12U	5,8	92	101	25
16U	6,3	100	90	30

МОДЕЛЬ НАГРЕВА КОСМИЧЕСКОГО МИКРОАППАТА ПРИ ВХОЖДЕНИИ В ПЛОТНЫЕ СЛОИ АТМОСФЕРЫ



д

а – МКР КА 3U угол вектора скорости к нормали аппарата 0°; **б** – МКР КА 3U угол вектора скорости к нормали аппарата 45°; **в** – МКР КА 3U угол вектора скорости к нормали аппарата 0°; **г** – МКР КА 6U угол вектора скорости к нормали аппарата 45°; **д** – МКР КА 6U угол вектора скорости к нормали аппарата 90°.

рисунок 3. Распределение температуры и давления при движении МКР КА в атмосфере

со стороны воздействия ударно-волновой структуры значительно превышают плотности теплового потока на боковых и хвостовых поверхностях.

Ударно-волновая структура показывает, что сила лобового сопротивления, а следовательно, и перегрузка, воспринимается лобовой поверхностью МКР КА. Поэтому, судя по графикам зависимости перегрузки от высоты полёта при разных углах входа в атмосферу, с увеличением угла входа увеличивается вероятность разрушения МКР КА.

Расчёты нагрева МКР КА показывают, что при увеличении угла входа в атмосферу увеличивается и унос массы с поверхности. Плотности конвективного теплового потока достигают значений $1,5 \text{ МВт/м}^2$ при углах входа θ от $-2,5^\circ$ до -5° и постоянно увеличиваются до значений 8 МВт/м^2 при $\theta = -30^\circ$. Именно с высоты 60 км суммарное количество тепла достигает значений, при которых начинается существенный унос материала конструкции МКР КА. Согласно приведённым графикам, высоты, на которых происходит испарение поверхности КА, принимают значения 25–40 км. Ниже этих высот входящее в атмосферу тело обычно охлаждается напором воздуха.

ВЫВОДЫ

Проведённые исследования показали, что конвективный тепловой поток на поверхность МКР КА и перегрузка достигают максимума на высотах аэродинамического спуска 60–30 км. С увеличением угла входа в атмосферу степень разрушения МКР КА увеличивается по следующим причинам:

1. Максимум силы лобового сопротивления, а следовательно и перегрузки приходится на большие значения угла входа ($n_{\max} = 100$, при $\theta = -30^\circ$), так как именно при этих углах (порядка $-15^\circ \dots -30^\circ$) наблюдается наиболее резкое снижение скорости полёта МКР КА. Значения перегрузок в данных условиях существенно превышают предельно допустимые для конструкции МКР КА.

2. Плотности конвективного теплового потока достигают значений $1,5 \cdot \text{МВт/м}^2$ при углах входа θ от $-2,5^\circ$ до -5° и постоянно увеличиваются до значений $8 \cdot \text{МВт/м}^2$ при $\theta = -30^\circ$. Диапазон высот, на которых происходит интенсивный аэродинамический нагрев МКР КА, лежит в пределах от 60 до 30 км. Именно с высоты 60 км суммарное количество тепла достигает значений, при которых начинается существенный унос материала конструкции МКР КА вследствие его плавления и испарения ($m_m = 2-12 \text{ кг}$, при $\theta = -2,5^\circ \dots -30^\circ$).

Результаты численных расчётов показывают, что сила лобового сопротивления, а следовательно, и перегрузка воспринимается лобовой поверхностью МКР КА, а интенсивному нагреву подвергается не только её лобовая, но и боковая поверхность.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

Аэромеханика сверхзвукового обтекания тел вращения степенной формы / Под ред. д-ра физ.-мат. наук, проф. Г.Л. Гродзовского. М.: Машиностроение, 1975. 183 с.

Власов В.И., Залогин Г.Н., Ковалёв Р.В., Рудин Н.Ф. и др. Условия моделирования теплообмена спускаемых аппаратов при скоростях входа $V = 10-11 \text{ км/с}$ в плазменных струях ВЧ-плазмотрона // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2011. Т. 12. С. 1-25.

Екименко А.А., Михайлов Д.Ю. Исследование взаимодействия частиц космического мусора с элементами конструкции космического аппарата // Труды МАИ. 2021. Вып. № 119. С.1-5.

Захаренко Д.В., Хамидуллина Н.М., Устинов С.Н. Выбор метода стерилизации подсистем спуска и посадки космического аппарата на планеты с наличием атмосферы // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2021. № 4. С. 39-44.

Мосин Д.А., Абдурахимов А.А., Ляшевский А.В. Перспективные направления применения многоспутниковых группировок на основе малых космических аппаратов в интересах Минобороны России // Материалы 54-х Научных чтений памяти К.Э. Циолковского. Калуга: ИП Стрельцов И.А., изд-во Эйдос, 2019. С. 51-55.

Мосин Д.А., Михайленко А.В., Северенко А.В. Методический подход к обоснованию облика многофункционального малого космического аппарата как элемента многоспутниковой группировки // Сб. трудов XXXV Межведомственной научно-технической конференции космодрома Плесецк. Мирный, 2019. С. 238-242.

Охоцимский Д.Е., Голубев Ю.Ф., Сихарулидзе Ю.Г. Алгоритмы управления космическим аппаратом при входе в атмосферу. М.: Наука, 1975. 400 с.

Сихарулидзе Ю.Г. и др. Терминальный алгоритм управления спуском с околоземной орбиты для посадки КА в заданном районе // Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша. 2018. № 46. 27 с.

Суханов А.В., Кротова Л.В., Дуга В.В. Влияние возмущающих факторов, действующих при отделении боковых блоков РН «Союз-2», на оперативность поиска отделяющихся частей в районах падения // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2023. № 1. С. 53-60.

Ярошевский В.А. Вход в атмосферу космических летательных аппаратов. М.: Наука, 1988. 336 с.

Статья поступила в редакцию 15.01.2024

Статья после доработки 16.01.2024

Статья принята к публикации 16.01.2024

ТРЕБОВАНИЯ К МАТЕРИАЛАМ ДЛЯ ПУБЛИКАЦИИ В ЖУРНАЛЕ

1. К публикации в журнале «Вестник «НПО им. С.А. Лавочкина» принимаются статьи по космической технике и технологиям, отвечающие критериям ВАК РФ по научной новизне и апробации представленных результатов натурными экспериментами (испытаниями), летной эксплуатацией или патентами на изобретения (полезные модели).
2. Рецензентов назначает главный редактор или по его поручению заместитель главного редактора журнала.
3. Статьи из других организаций направляются в адрес АО «НПО Лавочкина» с сопроводительным письмом на имя главного редактора журнала. К статье необходимо приложить оформленный акт экспертизы, рецензии.
4. Между авторами статей и редакцией журнала заключается лицензионный договор о передаче неисключительных прав.
5. Статья должна быть подписана всеми авторами. Объём статьи должен быть не менее 12 и не более 17 страниц текста, 8 рисунков и 15 библиографических источников. Все страницы должны быть пронумерованы.
6. Изложение материала должно быть ясным, логически выстроенным в следующей последовательности:
 - индекс УДК (слева);
 - инициалы и фамилии авторов, учёное звание и учёная степень каждого из авторов, место работы (полное название организации, страна, город), контактная информация (e-mail), заглавие статьи, краткая аннотация (5–7 строк), ключевые слова (5–6 слов) на русском языке и на английском языке;
 - основной текст;
 - список литературы.
7. Рукопись статьи предоставляется в одном экземпляре, напечатанном на принтере на одной стороне стандартного листа формата **A4**.
8. Набирать текст и формулы необходимо в **MS Word**, используя стандартные шрифты **Times New Roman**, размер – **14**, интервал – **полтора**. Поля со всех сторон – **25 мм**.
9. Формулы набираются латинским алфавитом, размер шрифта 14. Нумеруются только те формулы, на которые есть ссылки в тексте.
10. Все используемые буквенные обозначения и аббревиатуры должны быть расшифрованы. Размерность величин должна соответствовать системе СИ.
11. Элементы списка литературы должны содержать фамилии и инициалы авторов, полное название работы. Для книг указывается место издания, издательство, год издания, количество страниц. Для статей – название журнала или сборника, год выпуска, том, номер, номера первой и последней страниц.
12. Рисунки и графики оформляются в **цветном** изображении, должны быть чёткими и не требовать перерисовки. Шрифт текста в иллюстративном материале **Arial Reg**, со **строчных букв** (кроме названий и имён).
13. Таблицы должны быть пронумерованы, иметь краткое наименование, межстрочный интервал в наименовании таблицы одинарный, выравнивание по ширине страницы. Текст в таблице печатается со строчных букв, без полужирного начертания.
14. После принятия статьи к публикации предоставить в электронном виде в адрес электронной почты vestnik@laspace.ru следующие файлы:
 - сформированной статьи, тип файла **.docx**;
 - рисунков, графиков, тип файла **.jpg**, или **.tiff**, разрешение не менее **300 dpi**, размер не более формата A4;
 - фотографий авторов, тип файла **.jpg**, или **.tiff**, разрешение не менее **300 dpi**, размер не менее 10×15;
 - сведений об авторах, тип файла **.docx**.

В сведениях об авторах следует сообщить: ФИО (полностью), учёное звание, учёную степень, аспирант или соискатель учёной степени, должность, домашний и рабочий телефоны (с кодом города), мобильный (предпочтительней), адрес электронной почты.

Консультации по правильному оформлению подаваемых материалов Вы можете получить у сотрудников редакции по тел.: 8 (495) 575-55-63.

издатель

ОРДЕНА ЛЕНИНА, ДВАЖДЫ ОРДЕНОВ ТРУДОВОГО КРАСНОГО ЗНАМЕНИ

АО «НПО ЛАВОЧКИНА»

научный редактор В.В. Ефанов

корректоры Н.В. Пригородова

вёрстка А.Ю. Титова

художественное оформление журнала, обложек, оригинал-макета –

«СТУДИЯ Вячеслава М. ДАВЫДОВА»

подписано в печать 31.05.2024. формат 60×84/8.

бумага офсетная. печать офсетная. объём 12,5 печ. л. тираж 200 экз. цена свободная

дата выхода в свет 17.06.2024

отпечатано с готового оригинал-макета в ООО «Вертола»
424004, Республика Марий Эл, г. Йошкар-Ола, ул. Льва Толстого, д. 45.



подписку на журнал
ВЕСТНИК
НПО имени С.А. Лавочкина
можно оформить на почте.
подписной индекс № **37156**
в каталоге «ПЕРИОДИЧЕСКИЕ
ИЗДАНИЯ. ГАЗЕТЫ И ЖУРНАЛЫ»
ООО ГК «УРАЛ-ПРЕСС»

адрес редакции:

141402, МОСКОВСКАЯ ОБЛАСТЬ
город ХИМКИ
улица ЛЕНИНГРАДСКАЯ, дом 24

(495) 575-55-63
(495) 575-54-69
(495) 575-00-68 факс

vestnik@laspace.ru
<http://www.vestnik.laspace.ru>

ежеквартальный
научно-технический журнал
«Вестник «НПО имени С.А. Лавочкина»
издаётся с 2009 года.

включён:

- в базу данных российского индекса научного цитирования (РИНЦ);
- в перечень российских рецензируемых научных журналов ВАК в категорию **K1** по группе научных специальностей **2.5.13**. Проектирование, конструкция, производство, испытания и эксплуатация летательных аппаратов; **2.5.14**. Прочность и тепловые режимы летательных аппаратов; **2.5.16**. Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов.

основные тематические направления:

- ракетная и космическая наука и техника
- непилотируемые средства для исследования Луны, планет и космического пространства
- проектирование, расчёт, математическое моделирование, производство, эксплуатация, управление полётом, баллистика, космическая навигация и др.

журнал адресован учёным, специалистам, аспирантам и студентам научно-исследовательских институтов, опытно-конструкторских бюро, университетов и промышленности, занимающихся решением теоретических и практических проблем

АВТОМАТИЧЕСКИЕ МЕЖПЛАНЕТНЫЕ СТАНЦИИ АО «НПО ЛАВОЧКИНА» ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ ВЕНЕРЫ

ВЧЕРА

ВЕНЕРА-7 1970

осуществлена первая мягкая посадка на планету, впервые получена информация с поверхности ВЕНЕРЫ – распределение температуры и давление атмосферы

ЗАВТРА

в среднесрочной перспективе

ВЕНЕРА-17

основные научные задачи:

- контактные исследования поверхностного и подповерхностного материала
- изучение структуры, химического состава всех уровней атмосферы и аэрозолей
- снимки поверхности во время спуска и другие

