



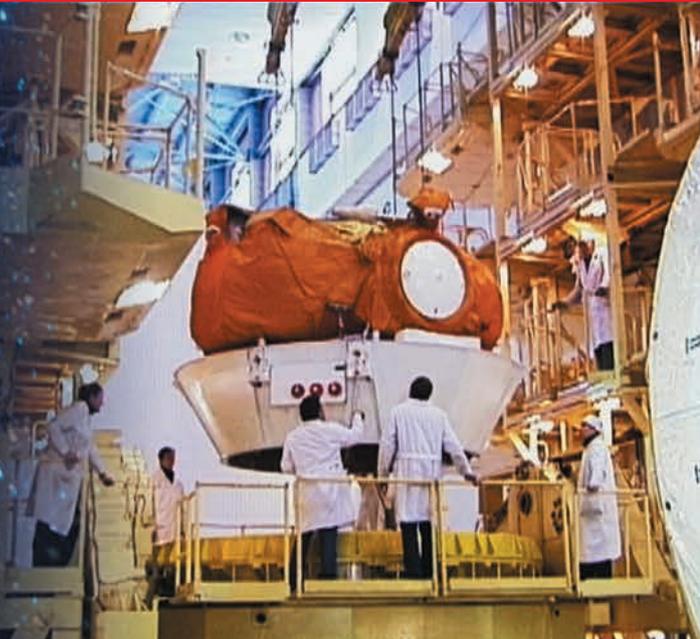
25

слева направо: Ефанов В.В., Смирнов А.И., Фирсанов А.В., Юхин А.В., Асюшкин В.А. (главный конструктор РБ ФРЕГАТ), офицер ВКС, Куликов С.Д., Ушаков А.Г., Тихонов В.А.

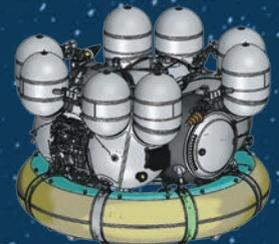
ЛЕТ ЗАПУСКА РАЗГОННОГО БЛОКА ФРЕГАТ



ОСУЩЕСТВЛЕНО
124 ЗАПУСКА,
ИЗ НИХ **122**
УСПЕШНЫХ
ВЫВЕДЕНО
ОКОЛО **1000**
КОСМИЧЕСКИХ
АППАРАТОВ
НА РАЗЛИЧНЫЕ
ОРБИТЫ
И ТРАЕКТОРИИ



ПАРАМЕТРЫ РАЗГОННОГО БЛОКА ФРЕГАТ



РБ ФРЕГАТ

РБ ФРЕГАТ-МТ

РБ ФРЕГАТ-СБ

РБ ФРЕГАТ-СБУ

начальная масса с максимальной заправкой, кг	6235	7640	~11650	~15000
максимальный рабочий запас топлива/полная заправка, кг	5235 / 5307	6550 / 6650	ОББ – 7050/7210 СББ – 3050/3115	ОББ – 7050/7210 СББ – 6100/6200
компоненты топлива: окислитель/горючее	АТ / НДМГ	АТ / НДМГ	АТ / НДМГ	АТ / НДМГ
тяга МДУ: режим БТ/МТ, кгс	2016 / 1412	2016 / 1412	2016 / 1412	2016 / 1412
удельный импульс: режим БТ/МТ, с	333,2 / 320	333,2 / 320	333,2 / 320	333,2 / 320
габариты: высота/диаметр (описанный), мм	1875 / 3440	1945 / 3800	2435/3875	2654/3876
максимальное число включений МД	7	7	7	7



с о д е р ж а н и е

Карчаев Х.Ж., Примаков П.В., Шостак С.В.
Первый автоматический самоходный аппарат на поверхности Луны (к 55-летию успешной миссии «ЛУНОХОД-1») 3

Решетников М.Н.
К 60-летию космической деятельности НПО им. С.А. Лавочкина 11

Клименко Н.Н., Занин К.А.
Методы и алгоритмы обработки радиолокационной информации в режиме обнаружения движущихся объектов. Часть 1. Базовые методы и алгоритмы обработки и анализа радиолокационной информации в режиме индикации движущихся объектов 20

Телепнев П.П., Ефанов В.В., Кузнецов Д.А., Герасимчук В.В.
Механические возмущения от бортовых приводных устройств космических аппаратов 26

Казмерчук П.В., Вернигора Л.В.
Метод линеаризации и необходимые условия оптимальности. Часть 1 31

Хамидуллина Н.М., Власенков Е.В., Зефилов И.В., Тулупов В.И., Оседло В.И., Рубинштейн И.А., Денисова В.И.
Расчёт поглощённых доз по данным о потоках заряженных частиц со спектрометров на борту КА, совершающего полёт на геостационарной орбите, и верификация методики прогнозирования радиационных условий 39

Добрица Д.Б., Рябова Г.О., Гордиенко Е.С., Симонов А.В.
К вопросу оценки метеорной опасности при перелёте Земля – Венера 45

Назаров А.Е.
Алгоритм формирования многоимпульсных программ коррекций круговых орбит для решения типовых задач. Часть 2 54

Симонов А.В., Гордиенко Е.С., Добрица Д.Б., Розин П.Е.
Анализ траекторий облёта астероидов, коорбитальных с Венерой, при полёте к этой планете в 2030–2040 годах 63

Колобов А.Ю., Блинов Д.С., Петров Ю.А.
Двухэтапная методика интервальных оценок надёжности космических аппаратов по результатам наземной экспериментальной отработки 72

Панин Ю.В.
Этапы развития и совершенствования аксиальных тепловых труб как базового инструмента терморегулирования КА 77

Гончаров В.В., Хомченко Е.А., Севастьянов А.С., Григорьев П.С.
К вопросу замены меднения припуском на механическую обработку при изготовлении деталей из коррозионно-стойких сталей в ракетно-космической технике 84

Аверкиев Н.Ф., Ключников В.Ю., Кульвиц А.В., Житников Т.А.
Формирование баллистической структуры спутниковой системы малых космических аппаратов дистанционного зондирования Земли с использованием электроракетных двигателей 89

Беляков А.А.
Расчёт смещений для коррекции мест установки приборов при их пересечении с окружением в отсеке 95

ежеквартальный научно-технический журнал издаётся с 2009 года

- журнал включён в перечень российских рецензируемых научных журналов ВАК в категорию **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
- основное содержание журнала – научные статьи (в том числе обзоры) по направлению технические науки (космонавтика и ракетостроение)
- журнал осуществляет рецензирование поступающих статей, соответствующих его тематике, редакция направляет авторам статей копии рецензий, рецензии хранятся в редакции пять лет
- журнал включён в систему Российского индекса научного цитирования (РИНЦ), лицензионный договор от 01.07.2021 № 208-07/2021
- в РИНЦ и на сайте издателя все полные тексты размещаются в открытом доступе
- значение пятилетнего импакт-фактора в РИНЦ – 0,659
- осуществляется доставка обязательного экземпляра в Российскую государственную библиотеку
- плата за публикацию статей не взимается
- 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 ИМ. С.А. ЛАВОЧКИНА» обязательна
- сведения о журнале, членах редакционной коллегии и редакционного совета, статьи, требования к оформлению представленных авторами рукописей, правила рецензирования приведены в журнале и на сайте издателя <https://www.laspacespace.ru/ru/>
- подписной индекс 37156 в каталоге периодических изданий «Газеты и журналы» 000 ГК «УРАЛ-ПРЕСС» © АО «НПО ЛАВОЧКИНА» © авторы статей

адрес редакции: 141402 Московская обл., г. Химки, ул. Ленинградская, д. 24
 телефон: [495] 575 55 63
 адрес электронной почты: vestnik@laspacespace.ru
 адрес в Интернете: <https://www.laspacespace.ru/ru/>

главный редактор
Карчаев Харун Жекерияевич,
 кандидат экономических наук

АО «НПО Лавочкина»
 телефон: [495] 575 55 63
 адрес электронной почты:
vestnik@laspacespace.ru

заместитель главного редактора
Ефанов Владимир Владимирович
 доктор технических наук, профессор

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. Мошечев
к.т.н.	И.В. Москатиньев
д.т.н.	А.Е. Назаров
д.т.н.	П.В. Федоркин
к.т.н.	В.С. Финченко
к.т.н.	А.Е. Ширшаков

редакционный совет

академик РАН	О.М. Алифанов
д.ф.-м.н., профессор	В.В. Асмус
д.т.н.	С.Э. Зайцев
академик РАН	Л.М. Зелёный
к.т.н.	Е.Н. Кузин
д.т.н., профессор	А.А. Любамудров
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
академик РАН	Б.М. Шустов

журнал является
 рецензируемым изданием

учредитель

АО «НПО ЛАВОЧКИНА»

адрес учредителя совпадает с адресом редакции

журнал зарегистрирован в Федеральной службе по надзору в сфере связи и массовых коммуникаций
 свидетельство ПИ № ФС 77-72311
 от 01 февраля 2018 года

ISSN 2075-6941



25002



9 772075 694002

chief editor

Karchayev Kharun Zhekeriyevich,
 Candidate of economic sciences

Lavochkin Association, JSC
 phone: (495) 575 55 63
 e-mail: vestnik@laspace.ru

deputy chief editor

Efanov Vladimir Vladimirovich
 Doctor of engineering, Professor

editorial board

member of

UA USSR, URA

d.eng.

d.eng.

c.sc. (eng.)

c.sc. (eng.)

d.eng.

d.eng.

c.sc. (eng.)

V.M. Davydov

K.A. Zanin

D.A. Kuznetsov

A.A. Moiseev

I.V. Moskatiniev

A.E. Nazarov

P.V. Fedorkin

V.S. Finchenko

A.E. Shirshakov

editorial council

academician RAN

doctor of physical and mathematical sciences,

professor

d.eng.

academician RAN

c.sc. (eng.)

d.eng., professor

d.eng., professor

academician RAN

d.eng., professor

d.eng., professor

d.eng., professor

academician RAN

O.M. Alifanov

V.V. Asmus

S.E. Zajcev

L.M. Zelenyi

E.N. Kuzin

A.A. Lyubomudrov

Y.A. Matveev

G.A. Popov

V.V. Khartov

E.N. Khokhlachev

S.N. Shevchenko

B.M. Shustov

the journal is a reviewed publication

founder

«LAVOCHKIN ASSOCIATION, JSC»

the founder's address coincides with the editorial office address

the journal is registered
 in Federal Service
 for telecommunications and
 mass media oversight
 certificate ПИ № ФС 77-72311
 dated February 01, 2018

t a b l e o f c o n t e n t s

Karchaev Kh.Zh., Primakov P.V., Shostak S.V.

The first automated self-propelled vehicle on the Moon surface (on the 55th Anniversary of the LUNOKHOD-1 mission success) 3

Reshetnikov M.N.

On the 60th Anniversary of Lavochkin Association space activities 11

Klimenko N.N., Zanin K.A.

Methods and algorithms of radar imagery processing in GMTI mode. Part 1. Basic methods and algorithms of processing and analysis of radar imagery in GMTI mode 20

Telepnev P.P., Efanov V.V., Kuznetsov D.A., Gerasimchuk V.V.

Mechanical disturbances from on-board drive devices of spacecraft 26

Kazmerchuk P.V., Vernigora L.V.

Linearization method and necessary optimality conditions. Part 1 31

Khamidullina N.M., Vlasenkov E.V., Zefirov I.V.,

Tulupov V.I., Osedlo V.I., Rubinstein I.A., Denisova V.I.

Absorbed doses calculation based on data about charged particle fluxes from the spectrometers onboard the S/C flying in a geostationary orbit and verification of the space environment forecast method 39

Dobritsa D.B., Ryabova G.O.,

Gordienko E.S., Simonov A.V.

On the issue of meteor hazard assessment during the Earth – Venus flight 45

Nazarov A.E.

An algorithm for making of circular orbits' multiimpulse correction programs aimed at typical tasks solving. Part 2 54

Simonov A.V., Gordienko E.S.,

Dobritsa D.B., Rozin P.E.

Analysis of the trajectories of asteroid flybys, co-orbital with Venus, during the flight to the planet in 2030–2040 63

Kolobov A.Yu., D.S. Blinov D.S., Petrov Yu.A.

Two-stage methodology for interval estimates of the probability of failure-free operation of a spacecraft based on the ground experimental testing outcome 72

Panin Yu.V.

The axial heat pipes development and improvement milestones as an underlying instrument for a spacecraft thermal control 77

Goncharov V.V., Khomchenko E.A.,

Sevastianov A.S., Grigorev P.S.

To the question of replacing copper plating with machining allowance when manufacturing parts from corrosion-resistant steels in aerospace technology 84

Averkiev N.F., Klyushnikov V.Y.,

Kulvits A.V., Zhitnikov T.A.

Formation of the ballistic structure of the satellite system of small spacecraft for remote sensing of the Earth using electric propulsion 89

Belyakov A.A.

Calculation of Bias for Devices Mounting Places Correction When They Interference with Environment 95

scientific and technical quarterly journal published since 2009

- the journal is in the list of Russian peer-reviewed scientific journals of 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 main content of the journal are scientific articles (including reviews) in the field of engineering science (cosmonautics and rocket science)
- the journal performs peer review of incoming articles corresponding to the subject content, editorial office provides copies of editing reviews to the authors; the peer reviews are stored five years in editorial office
- the journal is included into data base of Russian Index of Scientific Citation (RISC), license agreement of 01.07.2021 № 208-07/2021
- all complete articles are publicly available in RISC and on the publisher's website
- the value of five-year impact factor in RISC is 0,659
- the legal deposit copy is delivered to The Russian State Library
- there is no fee for the articles' publication
- the opinion of editorial staff not always coincides 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 IM. S.A. LAVOCHKINA»
- information about the journal, the members of editorial staff and editorial board, the articles, the requirements for manuscripts design, the rules of peer review are available in the journal and on the publisher's website: <http://www.laspace.ru/ru/>
- subscription index 37156 in catalogue periodicals «GAZETI I JURNALI» 000 GK «URAL-PRESS»
 © «LAVOCHKIN ASSOCIATION» © article writers

editorial office address: 141402 Moscow region, Khimki,
 Leningradskaya str., 24
 phone: (495) 575 55 63
 e-mail: vestnik@laspace.ru
 internet: <https://www.laspace.ru/ru>

ПЕРВЫЙ АВТОМАТИЧЕСКИЙ САМОХОДНЫЙ АППАРАТ НА ПОВЕРХНОСТИ ЛУНЫ (К 55-ЛЕТИЮ УСПЕШНОЙ МИССИИ «ЛУНОХОД-1»)

THE FIRST AUTOMATED SELF- PROPELLED VEHICLE ON THE MOON SURFACE (ON THE 55TH ANNIVERSARY OF THE LUNOKHOD-1 MISSION SUCCESS)



Х.Ж. Карчаев¹,
кандидат
экономических наук,
KarchaevKHZH@
laspace.ru;
Kh.Zh. Karchaev



П.В. Примаков¹,
кандидат
экономических наук,
PrimakovPV@
laspace.ru;
P.V. Primakov



С.В. Шостак¹,
кандидат
технических наук,
SHostakSV@
laspace.ru;
S.V. Shostak

В статье приведён краткий обзор истории создания и работы на поверхности Луны первой в мире самоходной лаборатории «ЛУНОХОД-1», которая управлялась по командам с Земли.

Ключевые слова:
планетоход; ЛУНОХОД;
Бабакин; Луна; первый в мире.

DOI: 10.26162/LS.2025.38.34.001

Стремительное развитие советской космонавтики в период с 1957 по 1964 год привело к тому, что отдельные направления космических исследований потребовалось выделить в самостоятельные проекты. Сергей Павлович Королёв, возглавлявший ОКБ-1, понимал, что в ближайшем будущем его конструкторское бюро не сможет одновременно заниматься разработкой всех советских космических аппаратов. Устройства становились всё сложнее, а круг задач – шире. В середине 1960-х годов Сергей Павлович принял решение передать часть задач своей «космической империи» ОКБ и заводу имени С.А. Лавочкина, чтобы сосредоточиться на ключевых проектах – пилотируемой космонавтике.

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

The article covers a brief survey of origin and Moon surface operation of the world's first self-propelled laboratory LUNOKHOD-1 which was controlled by ground commands.

Key words:
space rover; LUNOKHOD;
Babakin; Moon; the world's first.

В марте 1965 года вышло постановление ЦК КПСС и Совета Министров СССР, согласно которому Машиностроительный завод имени С.А. Лавочкина (ныне АО «НПО Лавочкина») был передан в подчинение вновь созданному Министерству общего машиностроения. А в мае того же года приказом Министерства общего машиностроения завод был определён исполнителем по разработке, изготовлению и испытаниям космических беспилотных объектов. С этого момента предприятие сосредоточилось на проектировании и производстве автоматических космических станций для изучения Луны, Венеры и Марса, а также создании искусственных спутников Земли для решения различных задач в космосе.

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



рисунок 1. Фото Г.Н. Бабакин

Тогда же Главным конструктором предприятия был назначен Георгий Николаевич Бабакин (рисунок 1). Под его руководством в конструкторской школе С.А. Лавочкина была сформирована новая культура проектирования и проведения наземных экспериментально-испытательных работ. Этот подход быстро доказал свою эффективность.

Для выполнения столь масштабных программ также потребовалась серьёзная модернизация производства, включающая техническое и технологическое переоснащение.

Конструкция переданных ОКБ-1 заводу им. С.А. Лавочкина аппаратов первого поколения была принята за основу, но специалисты предприятия внесли в неё значительные улучшения. Одним из ключевых изменений стала модернизация лунного посадочного устройства, что позволило повысить надёжность и точность посадки на поверхность Луны. Эти усовершенствования стали важным шагом в развитии космических технологий и укрепили лидирующие позиции предприятия в области исследования космоса автоматическими станциями.

В последующие годы предприятие продолжало наращивать свой потенциал, создавая всё более сложные и совершенные космические аппараты. Каждая новая миссия становилась шагом вперёд не только для НПО Лавочкина, но и для всей космонавтики.

Одним из ярчайших примеров триумфа отечественной космической отрасли и науки является проект по созданию первой в мире научной самоходной лаборатории, которая управлялась дистанционно с Земли и должна была передвигаться по Луне в течение длительного времени и изучать поверхность земного спутника.

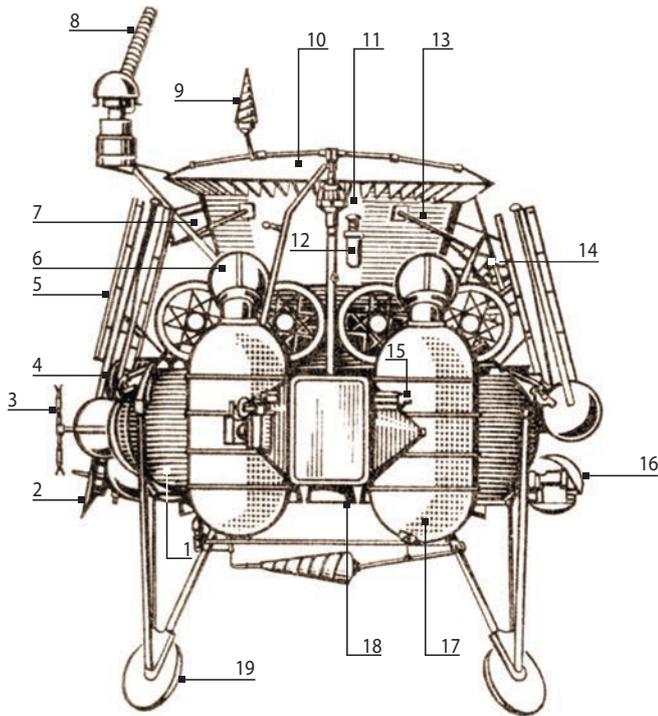
«...Природа имела несколько миллиардов лет, – писал в те годы специальный корреспондент «Известий» Георгий Остроумов, – чтобы, изменяя и отбирая, совершенствовать органический мир, и современные нам животные часто удивляют нас гибкостью своего приспособления к изменяющимся условиям среды. По сравнению с естественной историей у конструктора были считанные мгновения для того, чтобы провести селекцию мыслей и искусственный отбор идей, нацеленных на то, чтобы подвижная автоматическая станция сохраняла свою работоспособность при всех изменениях внешней среды и случайностях, ожидавших её в чужом мире» (Ивановский О., 2005).

Эти строки, на наш взгляд, максимально приближают нас к атмосфере того времени и, без преувеличения, к тому подвигу, который совершили наши предшественники – конструкторы, инженеры и рабочие НПО Лавочкина и десятков смежных предприятий.

В 1967 году главный конструктор Машиностроительного завода имени С.А. Лавочкина Георгий Николаевич Бабакин сконцентрировал основные силы на проектировании космического аппарата нового поколения для исследования Луны – подвижной лаборатории, получившей название «ЛУНОХОД».

14 июня 1967 года Г.Н. Бабакин собрал круг специалистов и поставил перед ними новую задачу, получившую название «Тема Е8» – создание самоходной исследовательской лаборатории на Луне (рисунок 2). И завертелось колесо творческого поиска. Тот энтузиазм, тот порыв коллектива и был в последующем назван «Феноменом Бабакина», феноменом, потому что и до сего времени осознать его не в силах никто, хотя многие были участниками этой эпопеи. Первое совещание по теме Е8 состоялось 14 июня 1967 года, а 19 февраля 1969 года был первый запуск нового космического аппарата. Один год и восемь месяцев на разработку, создание, отработку и запуск сложнейшего аппарата, включающего перелётно-посадочную ступень и подвижную лабораторию «ЛУНОХОД». (Бабакин Н.Г. и др., 1996).

Серия Е8 состояла из трёх аппаратов: Е8 № 201, Е8 № 203 (КА «ЛУНА-17» с «ЛУНОХОДОМ-1») и Е8 № 204 (КА «ЛУНА-21» с «ЛУНОХОДОМ-2»). Космические аппараты этой серии можно классифицировать как автоматические космические комплексы, состоящие из орбитально-посадочного модуля и самоходного аппарата (лунохода). Луноходы,



- 1 – блок баков; 2 – радиовысотомер;
 3 – жидкостный реактивный микродвигатель системы стабилизации;
 4 – топливный бак системы стабилизации; 5 – трап;
 6 – баллон с азотом для системы астроориентации;
 7 – телекамера; 8 – остронаправленная антенна;
 9 – коническая спиральная антенна;
 10 – солнечная батарея (в закрытом положении);
 11 – «ЛУНОХОД-1»; 12 – телефотокамера;
 13 – штыревая антенна;
 14 – изотопный источник тепла;
 15 – микродвигатель системы ориентации;
 16 – доплеровская аппаратура;
 17 – сбрасываемый отсек;
 18 – сопло основного двигателя;
 19 – посадочное устройство.

рисунок 2. Общий вид автоматического космического комплекса серии Е8

установленные на борту КА Е8 № 201 и Е8 № 203 («ЛУНОХОД-1»), – идентичны, «ЛУНОХОД-2» (на борту КА Е8 № 204) имеет отличия от них. Работы по созданию четвёртого аппарата этой серии прекращены в связи с закрытием отечественной программы исследования Луны космическими средствами. «ЛУНОХОД-3», изготовленный в рамках этой программы и полностью подготовленный для работы в составе очередной лунной экспедиции, остался на Земле и в настоящее время находится в экспозиции музея НПО Лавочкина.

Запуск первой миссии – аппарата Е8 № 201 – состоялся 19 февраля 1969 года, но не увенчался успехом – на 52-й секунде полёта произошло разрушение головного обтекателя и объект прекратил существование.

Это объясняется в том числе и с тем, что лунные автоматические станции нового поколения были значительно тяжелее своих предшественников: масса служебного оборудования и научной аппаратуры составляла почти две тонны вместо ста килограммов соответственно, и для их запуска использовалась не ракета-носитель (РН) «Молния», а тяжёлая РН нового поколения «Протон» с разгонным блоком «Д».

10 ноября 1970 года был осуществлён запуск автоматической станции «ЛУНА-17» с «ЛУНОХОДОМ-1» (рисунки 3, 4 и 5).

Из сообщений ТАСС:

«В соответствии с программой исследования космического пространства 10 ноября 1970 года в 17 часов 44 минуты по московскому времени в Советском Союзе произведен запуск автоматической станции «ЛУНА-17».

Цель полёта – отработка новых бортовых систем станции и дальнейшее проведение научных исследований Луны и окололунного пространства.

Автоматическая станция «ЛУНА-17» стартовала к Луне с орбиты искусственного спутника Земли и вышла на траекторию, близкую к расчетной...»

«...В ходе полёта по трассе Земля – Луна со станцией было проведено 36 сеансов радиосвязи, в которых выполнялись измерения параметров траектории движения и проверялась работа бортовых систем.

С целью обеспечения выхода станции в заданный район окололунного пространства 12 и 14 ноября были проведены коррекции траектории её движения»...

Стоит отметить, что в тексте отсутствует какое-либо упоминание о луноходе на борту.

Из сообщений ТАСС:

«...17 ноября 1970 года в 6 часов 47 минут... «ЛУНА-17» совершила мягкую посадку на поверхность Луны в районе Моря Дождей. На посадочной ступени установлен лунный самоходный аппарат

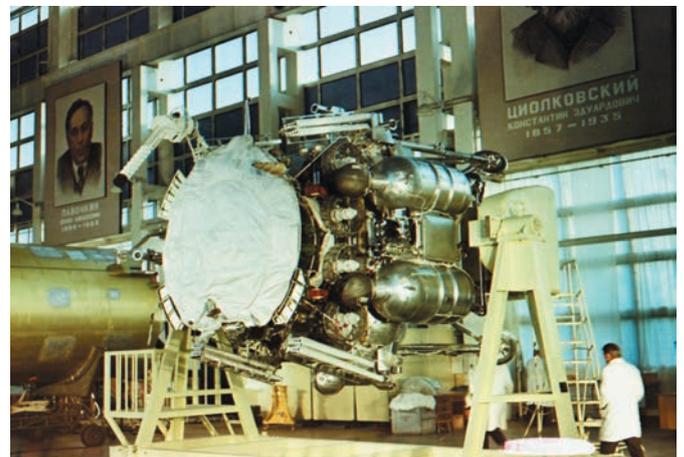
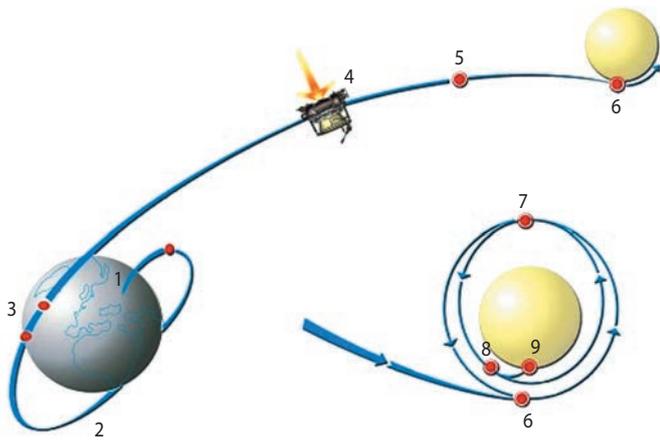


рисунок 3. Станция «ЛУНА-17» в производственном цехе

ПЕРВЫЙ АВТОМАТИЧЕСКИЙ САМОХОДНЫЙ АППАРАТ НА ПОВЕРХНОСТИ ЛУНЫ (К 55-ЛЕТИЮ УСПЕШНОЙ МИССИИ «ЛУНОХОД-1»)



- 1 – участок выведения на орбиту ИСЗ;
- 2 – пассивный участок на орбите ИСЗ;
- 3 – разгон; 4 – первая коррекция;
- 5 – вторая коррекция;
- 6 – первое торможение;
- 7 – третья коррекция;
- 8 – второе торможение;
- 9 – точка посадки.

рисунок 4. Баллистическая схема экспедиции станции «ЛУНА-17»

«ЛУНОХОД-1». Впервые в истории космонавтики на Луну доставлен и приступил к научным исследованиям автоматический самоходный аппарат, управляемый с Земли.»

«...В 9 часов 28 минут... по специальному трапу сошел автоматический аппарат «ЛУНОХОД-1». «ЛУНОХОД-1» удалился от посадочной ступени на расстояние 20 метров...»

«...18 ноября... выполнен разворот лунохода с целью выхода его на маршрут дальнейшего движения... самоходный аппарат прошел расстояние 96 метров...»

«...20 ноября... самоходный аппарат преодолел путь длиной 82 метра...»

«...К утру 21 ноября 1970 года... «ЛУНОХОД-1» находится на Луне 100 часов... С целью выбора места стоянки аппарата во время лунной ночи, которая наступит 24 ноября и продлится четырнадцать с половиной суток, проводилось... маневрирование лунохода с передачей панорам Луны...»

Так началось многомесячное путешествие по поверхности Луны первого в мире лунохода, созданного в НПО Лавочкина под руководством выдающегося конструктора Георгия Николаевича Бабакина.

Общая масса «ЛУНОХОДА-1» составляет 756 кг, его длина с открытой крышкой солнечной батареи 4,42 м, ширина 2,15 м, высота 1,92 м.

Автоматический самоходный аппарат «ЛУНОХОД-1» состоит из двух основных частей: герметичного приборного контейнера и самоходного шасси (рисунки 6 и 7).

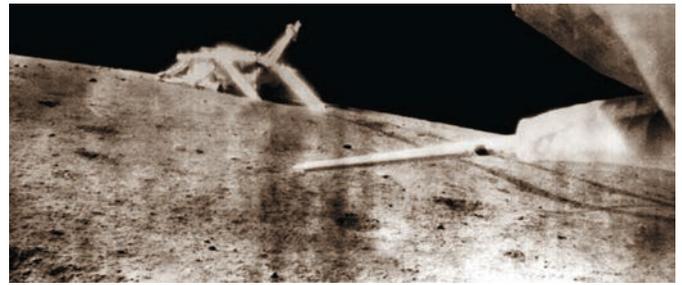
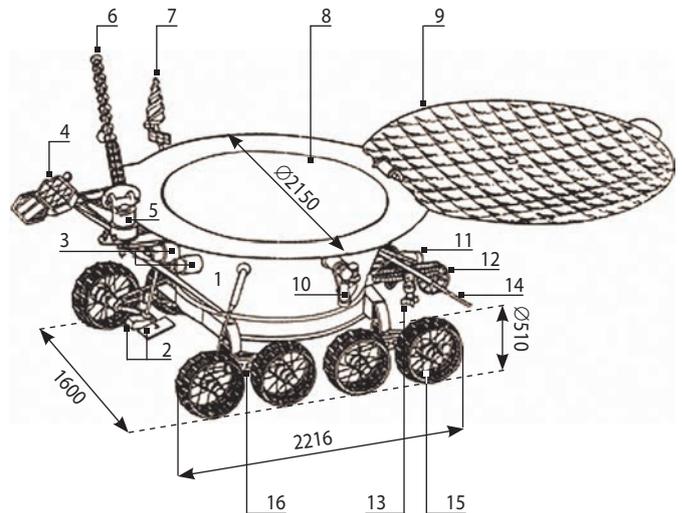


рисунок 5. Фотография посадочной ступени, переданная малокадровой телевизионной системой «ЛУНОХОДА-1»

Приборный контейнер изготовлен из магниевых сплавов и служит для размещения аппаратуры бортовых систем лунохода и защиты её от воздействия внешней среды в условиях космоса. Внутренняя полость отсека заполняется газовой смесью: заправка производится через заправочные клапаны, установленные на корпусе и в основании.



- 1 – корпус лунохода (герметичный приборный отсек);
- 2 – выносной блок аппаратуры «Рифма»;
- 3 – телекамеры;
- 4 – уголкового лазерный отражатель;
- 5 – привод остронаправленной антенны;
- 6 – остронаправленная антенна;
- 7 – коническая спиральная малонаправленная антенна;
- 8 – верхнее днище приборного отсека (радиатор-охладитель);
- 9 – крышка (панель солнечной батареи);
- 10 – телефотометры;
- 11 – изотопный источник тепловой энергии;
- 12 – девятое колесо (измеритель пройденного пути);
- 13 – прибор оценки проходимости для определения физико-механических свойств грунта;
- 14 – штыревая антенна;
- 15 – мотор-колесо;
- 16 – блок колёс шасси на торсионной подвеске.

рисунок 6. Конструктивно-компоновочная схема «ЛУНОХОДА-1»

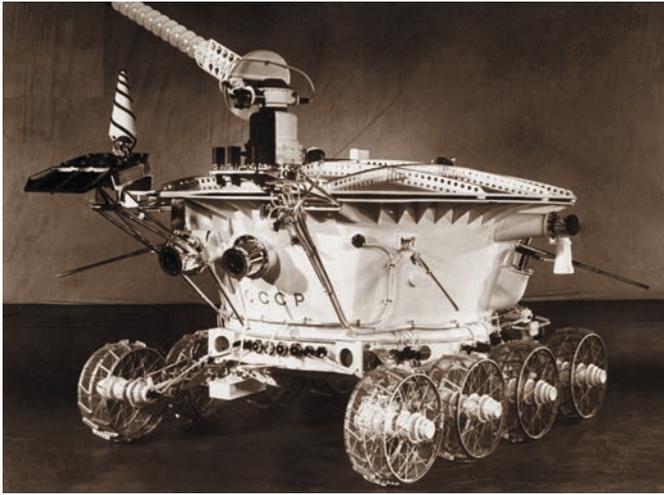


рисунок 7. Фотография «ЛУНОХОДА-1»

В состав самоходного шасси входят ходовая часть, блок автоматики шасси и система безопасности движения.

Ходовую часть образуют восемь колёс с индивидуальными электромеханическими приводами, объединённые попарно в четыре блока: два блока колёс левого борта и два блока колёс правого борта.

Самоходное шасси имеет восемь мотор-колёс, каждое из которых является ведущим. Диаметр каждого из колёс по грунтозацепам составляет 510 мм, ширина 200 мм. Колёсная база шасси 170 мм, а ширина колеи 1600 мм (рисунок 8).

Научная аппаратура

На «ЛУНОХОДЕ-1» установлены три научных прибора:

- автоматическая спектрометрическая аппаратура «РИФМА»;
- радиометр РВ-2Н (патрульный дозиметр);
- коллиматорный рентгеновский телескоп РТ-1.

Рентгеновский спектрометр «РИФМА» предназначен для определения химического состава поверхностного слоя грунта. Используемый метод основан на измерении энергии и интенсивности характеристического рентгеновского излучения химических элементов, образующих грунт. Аппаратура «РИФМА» позволяет определить содержание химических элементов, если их концентрация в грунте не менее 1–2%.

Прибор включается в научном сеансе только на поверхности Луны. Время полного цикла измерений 100÷120 мин.

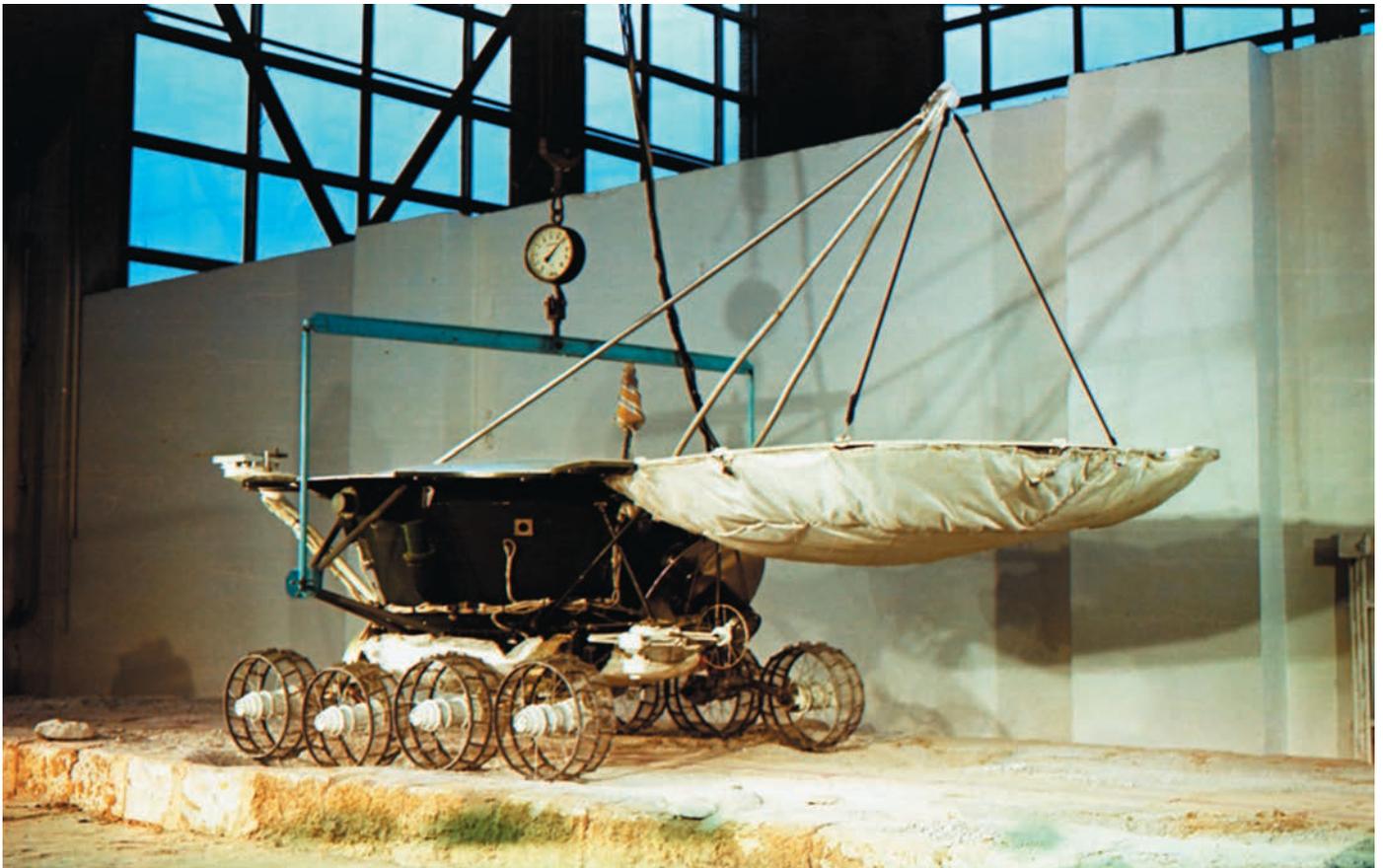


рисунок 8. Испытания ходовой части «ЛУНОХОДА-1» с использованием системы обезвешивания



рисунок 9. Управление «ЛУНОХОДОМ»
(на фото Вячеслав Довгань – водитель лунохода)

Патрульный дозиметр РВ-2Н предназначен для контроля радиационной обстановки на трассе перелёта и на поверхности Луны. Прибором регистрируются:

- постоянный фон излучения, обусловленный космическими лучами и корпускулярными потоками от Солнца;
- вспышки интенсивности корпускулярной солнечной радиации.

Рентгеновский телескоп РТ-1 предназначен для исследования интенсивности и углового распределения внегалактического диффузионного рентгеновского фона и дискретных источников.

Основные научные измерения на лунной поверхности проводятся во время остановки лунохода.

На борту лунохода также установлен угловый отражатель (изготовлен во Франции), предназначенный для расширения возможностей оптической локации Луны.

Программа экспедиции включала:

- исследование радиационной обстановки на трассе перелёта к Луне, в окололунном пространстве и на поверхности Луны;
- изучение рентгеновского космического излучения;
- движение по Луне с передачей на Землю телевизионного изображения лунной поверхности;
- изучение топографических и селено-морфологических особенностей местности;
- определение химического состава и физико-механических свойств грунта;
- эксперименты по лазерной локации Луны;
- проведение инженерно-технических исследований.

В течение первого лунного дня изучался район посадки КА «ЛУНА-17». Одновременно проходили испытания систем лунохода и экипаж, находящийся на Земле приобретал опыт вождения. За это время луноход прошёл по лунной поверхности 197 м.

10 декабря, с наступлением второго лунного дня, «ЛУНОХОД-1» покинул место стоянки и начал движение в южном направлении. За второй лунный день «ЛУНОХОД-1» преодолел расстояние в 1522 м, и 1370 м отделяло его от посадочной платформы. В процессе движения исследован кратер диаметром около 100 м и глубиной 8–10 м.

В ночь на 8 января проведён сеанс связи с аппаратом и началось выполнение программы третьего лунного дня. Одной из основных задач этого периода являлось выведение лунохода в точку с заданными селенографическими координатами – к месту посадки КА «ЛУНА-17». Предстояло оценить точность и надёжность навигационной системы и проверить ряд методик навигации, дистанционного управления и вождения лунохода (рисунок 9).

Самоходный аппарат двигался к посадочной ступени, осваивая новую трассу. Текущие координаты аппарата определялись с помощью бортовых нави-

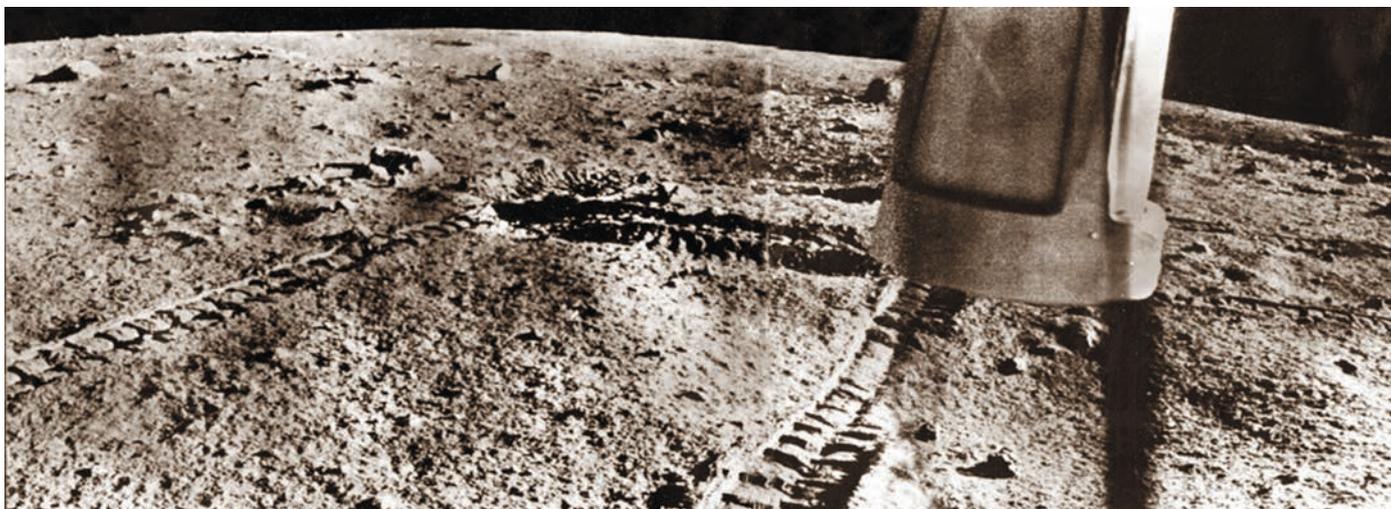


рисунок 10. Телефотометрическая панорама, полученная с «ЛУНОХОДА-1»

гационных приборов и периодически уточнялись по положению Солнца и Земли. Это обеспечило выведение аппарата в расчётную точку в заданное время. В течение третьего лунного дня пройдён путь длиной 1936 м.

21 января, с наступлением лунной ночи, луноход вновь находился в стационарном положении, а 7 февраля начал движение на север, в направлении мыса Гераклида. К 19 февраля запланированная трёхмесячная программа научно-технических исследований и экспериментов была выполнена полностью. За четыре лунных дня самоходная лаборатория преодолела расстояние в 5228 м.

Анализ состояния и работы бортовых систем показал возможность продолжения активного функционирования автоматического аппарата на лунной поверхности. С этой целью была составлена дополнительная программа работы лунохода. Успешное функционирование продолжалось, заняв в общем 10,5 месяцев.

Начиная с пятого лунного дня отмечено постепенное уменьшение зарядного тока солнечной батареи.

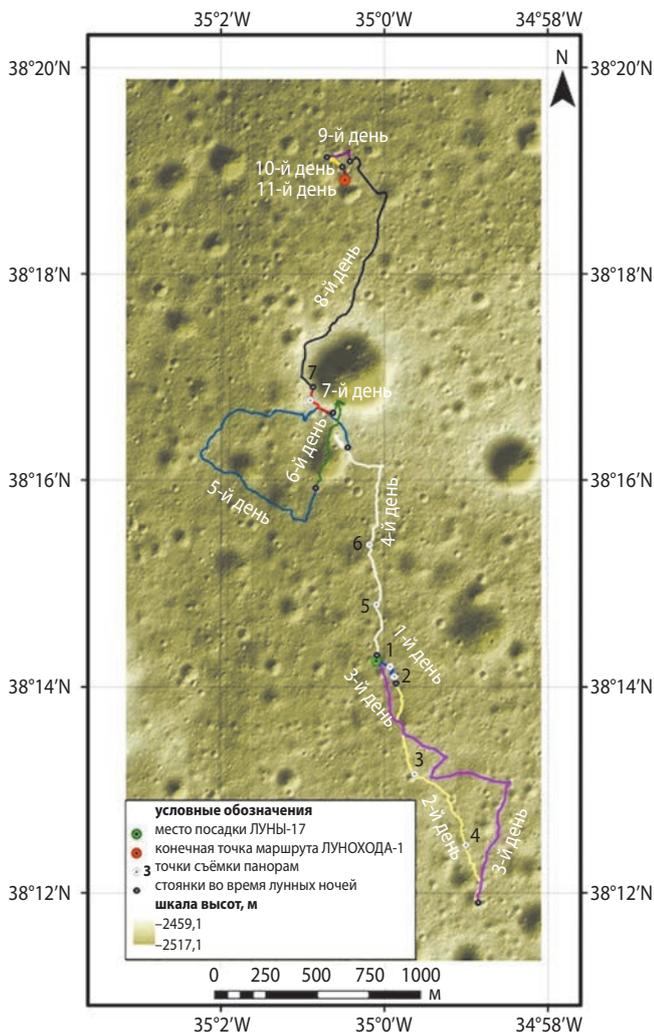


рисунок 11. Карта маршрута «ЛУНОХОДА-1»



рисунок 12. Члены государственной комиссии с экипажем «ЛУНОХОДА-1»

Снижалась и ёмкость аккумуляторной батареи: на конец срока активного существования её ёмкость составила 65% от первоначальной. Кроме того, зафиксировано падение давления газа в приборном отсеке с 740–820 мм рт. ст. (первый лунный день) до 425–490 мм рт. ст. (11-й лунный день), а также снижение тепловой мощности изотопного источника тепла.

30 сентября 1971 года, в начале 12-го лунного дня, войти в связь с «ЛУНОХОДОМ-1» не удалось.

Вместо предусмотренных программой трёх месяцев, луноход отработал в общей сложности десять с половиной (*Дело о научно-технических достижениях и рекордах...*, 1971; *Передвижная лаборатория на Луне ЛУНОХОД-1*, 1971).

В ходе выполнения экспедиционной программы за 116 сеансов движения «ЛУНОХОД-1» прошёл расстояние 10540 м, что позволило детально обследовать лунную поверхность на площади 80 000 м². Максимальная скорость движения составляла 2 км/ч. За это время на Землю было передано 200 телефотометрических панорам и около 20 тысяч снимков малокадрового телевидения (рисунок 10). В ходе съёмки получены стереоскопические изображения наиболее интересных особенностей рельефа, позволяющие провести детальное изучение их строения (*Автоматические космические аппараты для фундаментальных и прикладных научных исследований*, 2010).

Топографическое изучение местности выполнено на основе детального исследования телевизионных панорам и снимков лунного ландшафта в совокупности с данными о длине пройденного пути, курсе, крене и дифференте лунохода во время его движения.

В итоге обследования района посадки КА «ЛУНА-17» построены:

- топографическая схема трассы в масштабе 1:1000;
- уточнённые схемы отдельных участков в масштабе 1:200;

- топографические планы отдельных участков в масштабе 1:100;
- высотные профили трассы и характерных кратеров, полученные стереофотографическим методом (рисунок 11), (Московский государственный университет геодезии и картографии, Комплексная лаборатория исследования внеземных территорий 2016. Редакторы: Карачевцева И.П., Родионова Ж.Ф. Составители: Жаркова А.Ю., Коханов А.А. Издание осуществлено при поддержке Российского научного фонда (проект № 14-22-00197).

В течение всего срока активного существования лунохода регулярно измерялись физико-механические свойства лунного грунта путём внедрения в него с последующим поворотом конусно-лопастного штампа. Проведено 537 циклов работы этого прибора. Кроме того, физико-механические свойства лунного грунта оценены по взаимодействию колёс «ЛУНОХОДА-1» с грунтом и по анализу изображений его следов. Результат исследований: по всей трассе движения лунохода грунт представляет собой мелкозернистый материал, обладающий заметными силами сцепления.

С помощью автоматической спектрометрической аппаратуры «РИФМА» получена информация – исследования проведены в 25 точках – о химическом составе лунного грунта. Анализируемый грунт по своему составу соответствует основной породе типа базальтов и содержит следующие элементы: кремний (20%), железо (12%), кальций (8%), алюминий (7%), магний (7%), титан (<4%) и калий (<1%).

Радиометр РВ-2Н, настроенный на регистрацию протонов, электронов и альфа-частиц главным образом в тех энергетических диапазонах, которые недоступны для исследования с Земли из-за экранирующего действия её атмосферы, уже с самого начала полёта «ЛУНЫ-17» зарегистрировал поток протонов с энергией 1÷5 МэВ, что на два порядка превышает фоновый поток частиц в межпланетном пространстве. За четыре дня полёта к Луне интенсивность понизилась примерно в пять раз. В это же время регистрировалось медленное восстановление интенсивности галактических космических лучей. Подобная картина явилась отражением последней фазы спада интенсивности большого возрастания солнечных протонов, вызванного мощной протонной солнечной вспышкой, происшедшей 5 ноября 1970 года.

После посадки КА «ЛУНА-17» на поверхность Луны интенсивность галактических космических лучей уменьшилась примерно в два раза по сравнению с уровнем, регистрировавшимся во время полёта. Это свидетельствует об экранировании радиометра от изотропного потока галактических космических лучей телом Луны. В дальнейшем радиометр неоднократно регистрировал последствия солнечных вспышек.

Рентгеновский телескоп РТ-1, установленный на «ЛУНОХОДЕ-1», позволил исследовать косми-

ческий рентгеновский фон и дискретные рентгеновские источники. Наблюдения рентгеновского излучения проводились во время стоянок лунохода.

Эксперименты по лазерной локации Луны с помощью уголкового отражателя, проведённые в Советском Союзе и во Франции, позволили получить высокоточные измерения параметров системы Земля – Луна: в первых же опытах расстояние до лазерного отражателя измерено с ошибкой, не превышающей ± 3 м. В конце работы «ЛУНОХОД-1» поставлен на практически горизонтальной площадке в такое положение, при котором уголкового отражателя обеспечил многолетнее продолжение проведения лазерной локации.

В заключение стоит отметить, что космические роботы, созданные под руководством выдающегося конструктора Георгия Николаевича Бабакина, весьма эффектно подтвердили его высказывания в отношении принципов организации исследовательских полётов в космосе: «Я приверженец автоматов. Прежде всего они дешевле и в то же время способны в принципе сделать то же, что и человек: привезти грунт на Землю, обеспечить исследование породы на месте, измерить температуру, уровень радиации... на наш взгляд, в настоящее время путь исследования Луны автоматами более рационален. Если говорить об исследовании планет, конечно, автоматические станции, по крайней мере в обозримом будущем, будут играть первую скрипку... Появление человека на планетах, на наш взгляд, оправдано тогда, когда возможности автоматов будут в значительной степени исчерпаны» (Шевалев И.Л., 2004).

список литературы

Автоматические космические аппараты для фундаментальных и прикладных научных исследований / Под общ. ред. д-ра техн. наук, проф. Г.М. Полищука и д-ра техн. наук, проф. К.М. Пичхадзе. М.: МАИ-ПРИНТ, 2010. С. 92-113.

Бабакин Н.Г., Банкетов А.Н., Сморгалов В.Н. Г.Н. Бабакин. Жизнь и деятельность. М.: Адаманть, 1996. С. 53-73.

Дело о научно-технических достижениях и рекордах, установленных автоматической космической станцией «ЛУНА-17» 1970-1971 г. М.: Федерация авиационного спорта СССР, 1971.

Ивановский О. Ракеты и космос в СССР. Записки секретного конструктора. М., 2005. С. 197-263.

Передвижная лаборатория на Луне ЛУНОХОД-1. М.: Наука, 1971. С. 9-54.

Шевалев И.Л. Шесть лет и вся жизнь конструктора Г.Н. Бабакина. Химки, 2004. С. 55-340.

Статья поступила в редакцию 15.05.2025

Статья после доработки 16.05.2025

Статья принята к публикации 16.05.2025

К 60-ЛЕТИЮ КОСМИЧЕСКОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ НПО ИМ. С.А. ЛАВОЧКИНА

ON THE 60TH ANNIVERSARY OF LAVOCHKIN ASSOCIATION SPACE ACTIVITIES



М.Н. Решетников¹,
кандидат технических наук,
mikhail.reshetnikov@rsce.ru;
M.N. Reshetnikov

В статье кратко описаны основные достижения НПО им. С.А. Лавочкина в космической сфере за многие десятилетия деятельности. Обозначены главные вехи взаимного многолетнего сотрудничества между такими крупнейшими стратегическими предприятиями отрасли, как РКК «Энергия» им. С.П. Королева и НПО им.С.А. Лавочкина.

Ключевые слова:
С.А. Лавочкин; С.П. Королев;
космические аппараты;
автоматические межпланетные станции;
разгонные блоки;
перспективы сотрудничества.

DOI: 10.26162/LS.2025.60.20.002

ВВЕДЕНИЕ

История НПО им. С.А. Лавочкина начинается с далёкого 1937 года. Именно тогда по решению Совета Труда и Оборона СССР мебельная фабрика в подмосковных Химках была передана Народному комиссариату оборонной промышленности и на её базе создан авиационный завод № 293. Трудно переоценить вклад коллектива этого предприятия в победу над фашистской Германией. Так, созданный на основе серии «Ла» истребитель «Ла-7» за высокие боевые

The article gives a brief overview of key space achievements of Lavochkin Association within long decades of the activity. The article defines major milestones of longstanding cooperation of such two first-rate strategic industrial enterprises as S.P. Korolev Rocket and Space Corporation Energia and Lavochkin Association.

Key words:
S.A. Lavochkin; S.P. Korolev;
spacecraft;
automated interplanetary stations;
upper stages;
prospects for cooperation.

качества был признан лучшим отечественным серийным истребителем Великой Отечественной войны.

В середине 1960-х годов по инициативе академика С.П. Королева в КБ им. С.А. Лавочкина были переданы разработки ОКБ-1 по созданию автоматических станций для исследования Луны и планет Солнечной системы. На их основе были развиты направления по созданию межпланетных станций серии «ЛУНА», «ВЕНЕРА», «МАРС» и самоходных автоматиче-

¹ ПАО РКК «Энергия», Московская область, г. Королёв.

RSC Energia, Russia, Moscow region, Korolev.

ских аппаратов («ЛУНОХОД» и др.), созданию автоматических аппаратов по проектам «ВЕГА» и «ФОБОС», обсерватории «АСТРОН» и «ГРАНАТ», а также других изделий космической техники. Описать огромный опыт и имеющиеся компетенции НПО им. С.А. Лавочкина в рамках одной статьи невозможно, поэтому в статье представлены основные вехи и достижения предприятия, рассмотрены совместные проекты и перспективы сотрудничества двух крупнейших стратегических предприятий космической отрасли.

1. Из истории НПО им. С.А. Лавочкина

В тяжелейшие военные годы, требовавшие от людей полнейшей самоотдачи, проявления наилучших своих способностей и преданности Родине и делу, закладывались основы вошедшей в мировую элиту «конструкторской школы Семёна Алексеевича Лавочкина». Этот период стал основополагающим в жизни предприятия и был насыщен передовыми разработками, которые значительно опережали своё время. Так, самолёты серии «Ла» составили фактически треть истребительной авиации страны в период Великой Отечественной войны, в 1948 году первыми в стране преодолели звуковой барьер («Ла-176»), в 1950-е годы первыми в своём классе достигли Северного полюса. В послевоенный период были созданы новейшие ракетные системы для защиты воздушного пространства над стратегически важными городами. Во время работ по проекту «Буря» – первой в мире межконтинентальной крылатой ракеты — впервые в Советском Союзе в конструкции летательного аппарата использовался полностью титановый корпус, была разработана и внедрена технология его сварки и клёпки (рисунок 1).

В 1962 году предприятие было переведено в подчинение ОКБ-52 (главный конструктор В.Н. Челомей). Основной тематикой стали доводка и участие в обеспечении испытаний противокорабельных ракет П-6, П-35, П-35Б.

Кроме того, заводу было передано рабочее проектирование и отработка крылатых ракет систем «Аметист» и П-25. Собственные разработки были прекращены, за исключением доработок беспилотных мишеней и разведчиков «Ла-17», по сути первых в стране беспилотных летательных аппаратов.

Быстрое развитие советской космонавтики в 1957–1964 годах привело к необходимости выделения отдельных тем в самостоятельное направление. С.П. Королёв осознавал, что руководимое им ОКБ-1 уже в ближайшее время окажется не в состоянии одновременно вести разработку всех советских космических аппаратов, так как изделия стремительно

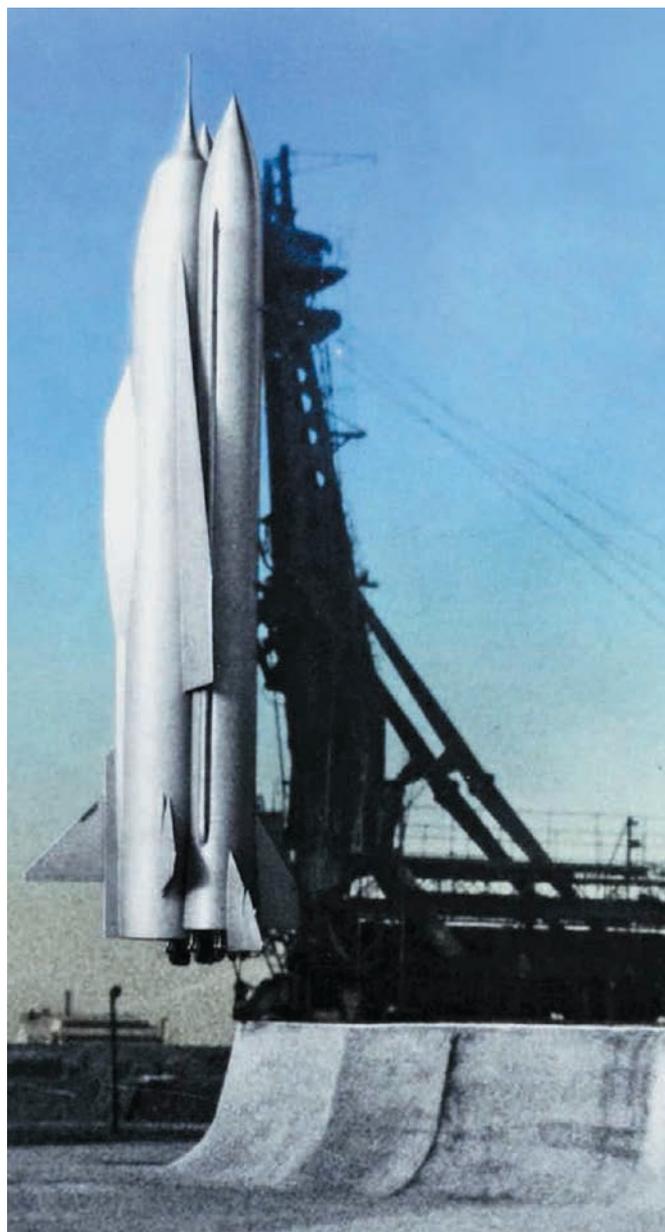


рисунок 1. Межконтинентальная крылатая ракета «Буря»

усложнялись, а спектр тем расширялся. Поэтому в середине 1960-х годов Сергей Павлович Королёв принял решение передать часть задач его «космической империи» ОКБ и заводу им. С.А. Лавочкина.

2 марта 1965 года постановлением ЦК КПСС и Совета Министров СССР Машиностроительный завод им. С.А. Лавочкина был передан в ведение только что образованного Министерства общего машиностроения и с этого времени стал заниматься разработкой и созданием автоматических космических станций для исследования Луны, Венеры, Марса, созданием искусственных спутников Земли, а также станций, выводимых в космос в прикладных интересах. В том же году из ОКБ-1 (сегодня ПАО «РКК «Энергия») на предприятие была передана проектно-конструкторская документация на лунные и венерианские

космические аппараты (КА). Всё это потребовало серьёзного технического и технологического перевооружения производства для реализации намеченных программ (*Автоматические космические аппараты для фундаментальных и прикладных научных исследований*, 2010).

Принятое С.П. Королёвым решение сконцентрировать своё внимание на проблеме «человек в космосе», передавая в руки своих сподвижников реализацию идей исследования космического пространства непилотируемыми средствами, дало отечественной космонавтике много новых талантливых учёных-конструкторов. Среди них – Г.Н. Бабакин, который был назначен главным конструктором Машиностроительного завода имени С.А. Лавочкина.

Первые станции «ЛУНА», «МАРС» и «ВЕНЕРА», созданные под руководством С.П. Королёва, всегда будут занимать особое место в истории НПО им. С.А. Лавочкина как настоящие путеводители в сложном пути исследования космического пространства (*Мошнев А.А., Шевалев И.Л.*, 2009).

2. О первых лунных автоматических станциях

Запуск первых искусственных спутников Земли показал, что летательные аппараты могут в течение продолжительного времени функционировать в космическом пространстве, однако для решения конкретных задач межпланетных полётов необходимо иметь ракету-носитель (РН), способную вывести на орбиту искусственного спутника Земли не только космический аппарат, но и разгонную ступень, которая обеспечивала бы его старт с околоземной орбиты и вторую космическую скорость.

Постановление ЦК КПСС и Совета министров СССР от 20 марта 1958 года № 3 43-166 о создании лунной станции также определяло разработку трёхступенчатой ракеты 8К72 на базе ракеты Р-7 с целью достижения второй космической скорости и доставки лунной станции на Луну (первый вариант) или облёт ею Луны (второй вариант). Время на проектно-конструкторскую разработку, изготовление и отработку было минимальным: нужно было сохранить приоритет СССР в освоении космоса и исследовании Луны (*Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С.П. Королёва. 1946–1996.*, 1996).

В начале 1958 года С.П. Королёв подготовил доклад «О программе исследования Луны», в котором были обозначены первоочередные научные задачи, которые предстояло решить в ходе первых полётов автоматических КА к Луне. Эскизный проект новой РН на базе Р-7 был готов к 1 июля 1958 года, а уже 2 января 1959 года состоялся запуск первой в мире автоматической межпланетной станции «ЛУНА-1».

Она прошла на расстоянии ~6000 км от Луны, вышла на гелиоцентрическую орбиту и стала первой искусственной планетой Солнечной системы. Были получены важнейшие научные данные об интенсивности и составе космических лучей, метеорных частицах, газовых компонентах межпланетного вещества и др. Выяснилось, что Луна не имеет сильного магнитного поля.

Автоматическая межпланетная станция «ЛУНА-2» была запущена 12 сентября 1959 года, 14 сентября впервые в мире достигла лунной поверхности в западной части Моря Дождей.

4 октября 1959 года к Луне была запущена АЛС «ЛУНА-3», на которой была установлена первая отечественная система активной ориентации, позволившая впервые сфотографировать обратную сторону Луны. Для новых запусков была спроектирована новая РН «Молния» – четырёхступенчатая модификация Р-7. Запущенная с помощью этой РН автоматическая межпланетная станция (АМС) «ЗОНД-3» сфотографировала не снятый ранее участок лунной поверхности.

Работы над новой АМС (индекс Е-6) начались в ОКБ-1 в начале 1960-х годов. Она состояла из двух основных частей: собственно, самой АЛС и траекторного блока, что позволяло сбрасывать выполнившие свои функции отсеки и минимизировать массу станции. Задача мягкой посадки на Луну была успешно решена 3 февраля 1966 года, когда в Океане Бурь впервые прилунилась советская АЛС «ЛУНА-9» (рисунок 2), которая работала на лунной поверхности



рисунок 2. АЛС «ЛУНА-9»

около двух суток и провела семь сеансов связи с Землёй, передав круговые панорамы с места прилунения.

В 1965 году Машиностроительному заводу им. С.А. Лавочкина (сейчас НПО им. С.А. Лавочкина) были переданы из ОКБ-1 по инициативе С.П. Королёва все дальнейшие работы по АМС (в том числе проект Е-6) с сохранением за ОКБ-1 ответственности за решение проблемы мягкой посадки. Программа Е-6 – работы по мягкой посадке АМС на Луну – завершилась успешными прилунениями советских станций «ЛУНА-9» и «ЛУНА-13». На основе станции Е-6 были созданы первые искусственные спутники Луны, первым из которых стала «ЛУНА-10», запущенная 31 марта 1966 года (*Луна – шаг к технологиям освоения Солнечной системы*, 2011).

Стоит отметить, что для запуска более поздних лунных станций «ЛУНА-15»...«ЛУНА-24» использовался разгонный блок семейства Д производства НПО «Энергия».

3. Аппараты исследования Венеры

Перспектива создания на базе ракеты Р-7 многоступенчатого носителя КА открывала новые возможности для исследования Луны и ближайших планет Солнечной системы – Венеры и Марса. Постановлением от 10 декабря 1959 года «О развитии исследования космического пространства» положено начало созданию ракеты для полёта к другим планетам. Постановление от 4 июня 1960 года «О плане освоения космического пространства» предписывало создать четырёхступенчатую РН для полёта на Марс и Венеру в августе–сентябре 1960 года, запустить её к Марсу и осуществить подготовку РН для полёта к Венере.

Специально для запуска АМС на базе ракеты Р-7 была разработана, изготовлена и испытана в стендовых условиях новая четырёхступенчатая ракета-носитель. На IV ступени (блок Л) был впервые применён жидкостный реактивный двигатель (ЖРД) замкнутой схемы, разработанный ОКБ-1. Первый отечественный ЖРД с дожиганием газогенераторного газа в камере сгорания позволил при применении освоенных компонентов топлива получить более высокий удельный импульс тяги в пустоте и достичь надёжного включения в условиях космического пространства после длительного пребывания в состоянии невесомости.

Особенности условий межпланетных полётов автоматических станций к Марсу и Венере и проведение исследований при пролёте на близком расстоянии от планет и особенно обеспечение посадки спускаемых аппаратов на поверхность планет потребовали от разработчиков создания новых сложных систем и специальных элементов конструкции. Учитывая

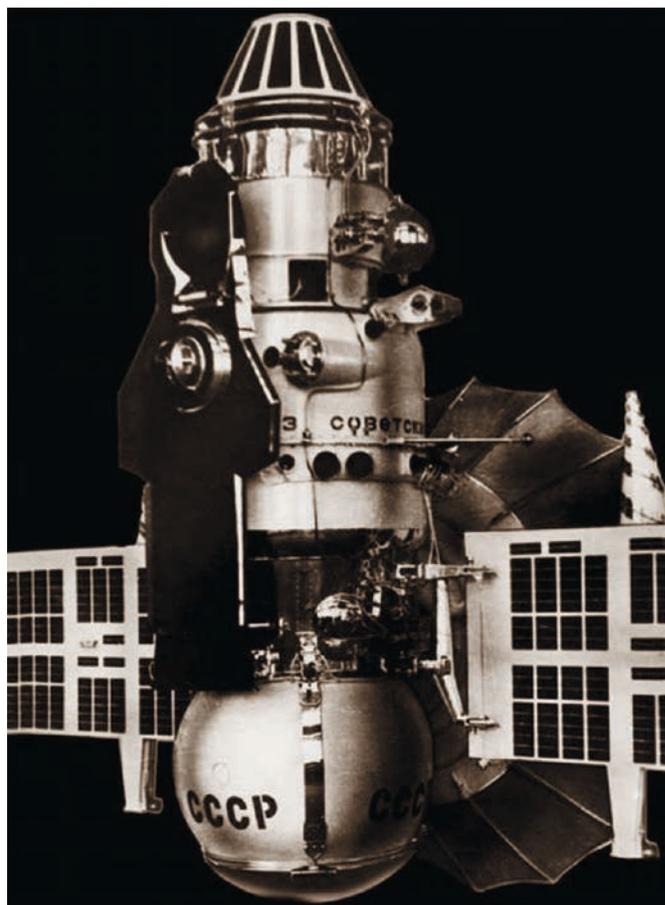


рисунок 3. АМС «ВЕНЕРА-7»

сложность систем и конструкции, а также длительные сроки полёта (один-два года), был запланирован большой объём экспериментальной отработки (*Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С.П. Королёва. 1946–1996.*, 1996).

Венера всегда занимала особое место в отечественной космической программе. Начиная с 1967 года к Венере стартовали космические межпланетные станции, созданные под руководством главного конструктора Г.Н. Бабакина. Всего было создано и отправлено к Венере 18 автоматических КА, совершено 10 успешных мягких посадок спускаемых аппаратов на раскалённую поверхность планеты. Именно посадочному аппарату станции «ВЕНЕРА-7» 15 декабря 1970 года впервые в мире удалось достичь поверхности планеты и получить данные о температуре и давлении атмосферы планеты и на её поверхности (рисунок 3).

Эта информация стала основным ориентиром для последующих венерианских экспедиций, так как переданные характеристики Венеры до этого времени невозможно было получить наземными астрономическими средствами.

Начиная с 1975 года следующие станции нового поколения стали первыми в мире искусственными

спутниками Венеры, их посадочные аппараты передали на Землю чёрно-белые и цветные панорамные изображения окружающей местности, взяли пробы грунта и провели их химический анализ на борту спускаемого аппарата, а также передали уникальные данные о химическом и изотопном составе атмосферы планеты. Эти исследования имели важное научное значение для понимания процессов, протекающих на Венере.

Для запуска станций «ВЕНЕРА-9»... «ВЕНЕРА-16», «МАРС-2»... «МАРС-7» использовался разгонный блок семейства Д производства НПО «Энергия».

Кроме того, одной из ярчайших страниц в истории освоения космического пространства стало создание КА «ВЕГА» в рамках проекта «ВЕНЕРА – ГАЛЛЕЯ». «ВЕГА-1» и «ВЕГА-2» были предназначены для исследования в пролётном сближении двух небесных объектов — планеты Венера (с десантированием на её поверхность посадочных аппаратов и внедрением в её атмосферу впервые в мире аэростатных зондов) и кометы Галлея и были запущены в 1984 году (*Кардашев Н.С. и др., 2016*). Важным этапом изучения космоса стала разработка КА многоцелевого назначения, с помощью которого на Венеру могли доставляться десантный аппарат и исследовательский зонд, а после баллистического манёвра КА мог направиться к другому телу Солнечной системы, например, к комете Галлея (рисунок 4).

Проектирование схемы спуска венерианских спускаемых аппаратов «ВЕГА-1» и «ВЕГА-2» вобрало в себя весь накопленный НПО им. С.А. Лавочкина в течение предыдущих лет опыт. Результаты исследований являются кульминацией проведения проектных разработок. Схема спуска – одновременно и самая сложная из осуществлённых, самая методически и экспериментально отработанная, и самая оригинальная – стала базовой схемой для формирования будущих перспективных экспедиций.

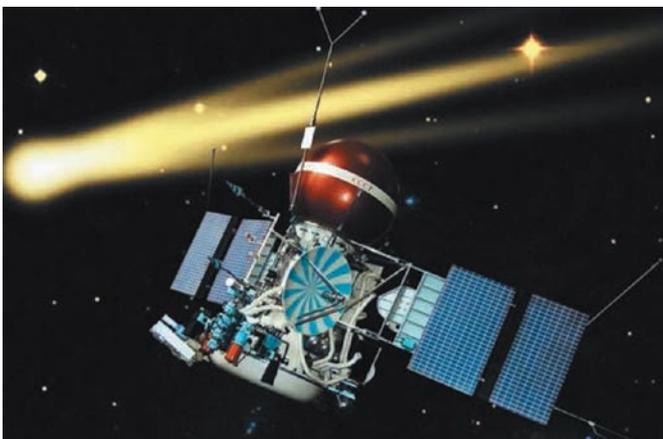


рисунок 4. КА «ВЕГА»



рисунок 5. КА «ФОБОС»

В проекте «ВЕГА» впервые был предложен и использован метод аэростатного зондирования атмосферы Венеры, разработан способ ввода атмосферных зондов непосредственно в процессе спуска в атмосфере на парашюте.

Космический аппарат «ВЕГА» – один из наиболее успешных проектов НПО имени С.А. Лавочкина (*Лемешевский С.А., Графодатский О.С., Карчаев Х.Ж., Воронцов В.А., 2017*).

В 80-е годы прошлого столетия НПО имени С.А. Лавочкина совместно с ИКИ и ГЕОХИ имени В.И. Вернадского АН СССР создали межпланетную станцию серии «ФОБОС». Аппараты «ФОБОС-1, -2» были запущены в 1988 году. Эти аппараты обладали многофункциональными возможностями работы и в качестве искусственного спутника планеты, обладающей сильным гравитационным полем, и как средство доставки десантных аппаратов на различные космические тела, в том числе и малые (рисунок 5).

Полученные данные стали основой для создания инженерной модели Фобоса, необходимой для последующих экспедиций.

К сожалению, не была выполнена наиболее интересная часть программы – доставка на поверхность спутника Марса десантных аппаратов для контактных исследований.

Для запуска станций «ВЕГА» и «ФОБОС» также использовался разгонный блок семейства Д производства НПО «Энергия».

Впоследствии НПО им. С.А. Лавочкина была создана межпланетная станция «ФОБОС-ГРУНТ», и в 2011 году осуществлён её запуск. Но случилось так, что при её выходе на орбиту к Марсу космические тяжёлые заряженные частицы повредили бортовой комплекс управления и аппарат был потерян. Основная задача станции была весьма амбициозной – доставка на Землю в автоматическом режиме образцов вещества Фобоса (*Ефанов В.В., Ширшаков А.Е., 2018*).

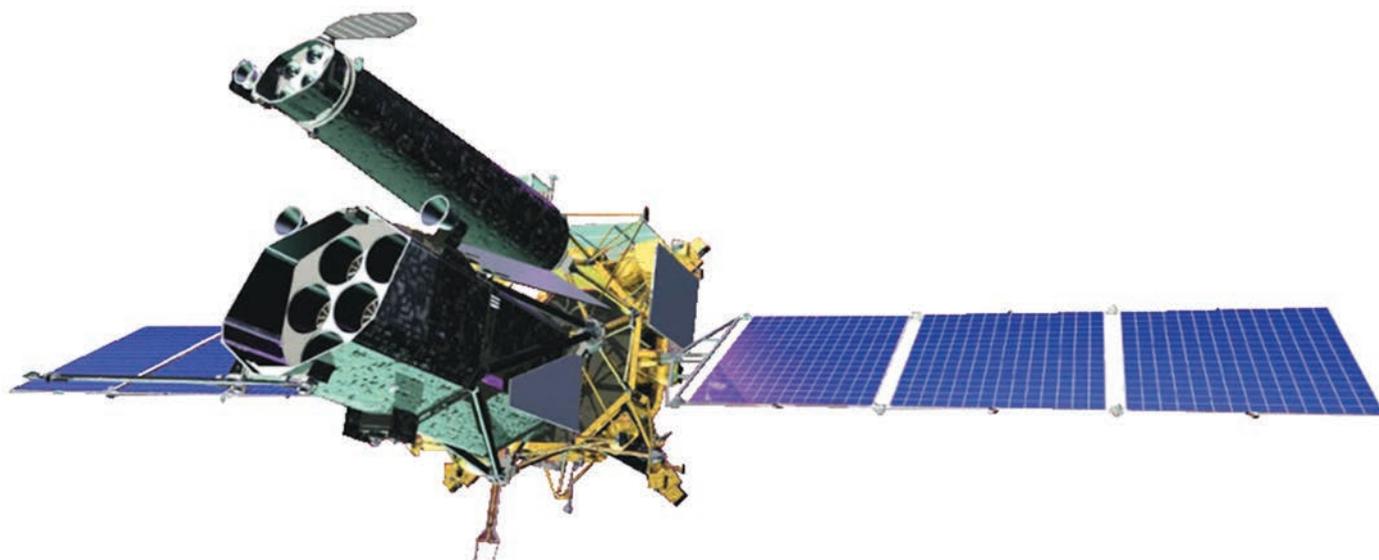


рисунок 6. Орбитальная обсерватория «СПЕКТР-РГ»

4. Обсерватории серии «СПЕКТР»

Орбитальная обсерватория «СПЕКТР-Р», стартовавшая в июле 2011 года с космодрома Байконур, являлась космической составляющей крупного проекта «РАДИОАСТРОН». Создатель аппарата – НПО им. С.А. Лавочкина (главный конструктор В.Е. Бабьшин). Самый большой в мире радиотелескоп диаметром 10 м на борту КА «СПЕКТР-Р» в ходе научных наблюдений был элементом наземно-космического интерферометра со сверхбольшой базой (350 000 км), что прежде не реализовывалось в истории астрофизических исследований (*Кардашев Н.С. и др.*, 2016).

Космический аппарат «СПЕКТР-Р» проработал в интересах научного сообщества в качестве источника уникальных данных о Вселенной семь лет, что в 2,5 раза больше запланированного срока эксплуатации. В результате реализации научной программы было изучено 250 объектов Вселенной, обеспечено более четырёх тысяч наблюдательных сеансов. КА «СПЕКТР-Р» занесён в книгу рекордов Гиннеса в категории «Самый большой космический телескоп с заполненной апертурой», в ходе наблюдений было достигнуто непревзойдённое разрешение – 8 мкс дуги.

Астрофизическая серия «СПЕКТР» имеет продолжение: сегодня уже работают телескопы на борту новой обсерватории «СПЕКТР-РГ». КА «СПЕКТР-РГ», также разработанный в НПО им. С.А. Лавочкина, был запущен 13 июля 2019 года с космодрома Байконур и выведен в окрестность точки L_2 системы Солнце – Земля, находящейся на расстоянии полутора миллионов километров от Земли (рисунок 6). Обсерватория оснащена двумя уникальными рентгеновскими зеркальными телескопами, работающими

по принципу рентгеновской оптики косоугольного падения. Основная цель миссии – построение карты всего неба в мягком (0,3–8,0 кэВ) и жёстком (4–20 кэВ) диапазонах рентгеновского спектра с беспрецедентной чувствительностью.

Учёные ИКИ РАН в ежедневном режиме обрабатывают данные, поступающие с орбиты на антенны дальней космической связи, исследуют ранее известные и открывают новые рентгеновские источники в разных участках неба. Сложение данных обзоров позволяет увеличить чувствительность рентгеновских карт, которые получают телескопы на борту обсерватории. В настоящий момент обсерватория проводит следующий обзор неба (из восьми запланированных) (*Кардашев Н.С. и др.*, 2016).

Для запуска КА «СПЕКТР-РГ» использовалась модификация разгонного блока семейства Д производства РКК «Энергия» ДМ-03.

5. Аппараты серии «ЭЛЕКТРО-Л»

20 января 2011 года запущен первый КА серии «ЭЛЕКТРО-Л», 11 декабря 2015 года – второй, 24 декабря 2019 года – третий, 5 февраля 2023 года – четвёртый. Эти КА входят в состав геостационарной гидрометеорологической космической системы (ГГКС) и предназначены обеспечивать оперативной гидрометеорологической информацией службы, отвечающие за мониторинг окружающей среды (*Институт космических исследований РАН*).

В апреле 2012 года КА «ЭЛЕКТРО-Л» № 1 (рисунок 7) сделал одно из самых подробных изображений нашей планеты, полученных метеорологическим зондом: снимок Земли с небывалым разрешением 121 Мп (пространственное разрешение 1 км/пиксель).



рисунок 7. КА «ЭЛЕКТРО-Л» № 1

Сейчас космическая система «ЭЛЕКТРО» включает в себя три КА: «ЭЛЕКТРО-Л» № 2 в точке стояния $14,5^\circ$ з.д., «ЭЛЕКТРО-Л» № 3 в точке стояния 76° в.д. и «ЭЛЕКТРО-Л» № 4 в точке стояния 168° в.д. Особенность этих аппаратов заключается в предоставлении информации каждые 30 мин («ЭЛЕКТРО-Л» № 3 – каждые 15 мин).

Успешная работа ГККС «ЭЛЕКТРО-Л» заложила основу для дальнейшего развития гидрометеорологического направления в НПО им. С.А. Лавочкина. Предприятием разработана первая в мире высокоэллиптическая гидрометеорологическая космическая система «АРКТИКА». Совместное использование информации с геостационарных и высокоэллиптических КА позволит решить задачу квазинепрерывного получения метеоданных.

Несмотря на разные научные задачи, все аппараты серии «СПЕКТР», «ЭЛЕКТРО» и «АРКТИКА» строятся на одной модульной базе – унифицированной космической платформе «Навигатор», разработанной в НПО им. С.А. Лавочкина и имеющей лётную квалификацию. Платформа объединяет все научные приборы в единое целое, обеспечивая электропитание, управление, коррекцию орбиты, а также решение целевых задач (Молодцов В.А., 2012).

Для запуска КА «ЭЛЕКТРО-Л» № 3 и № 4 использовалась модификация разгонного блока семейства Д производства НПО «Энергия» ДМ-03.

6. Космический аппарат «ВЕНЕРА-Д»

Исследования Венеры советскими аппаратами были столь интенсивными, что в научных кругах даже стали называть Венеру «Русской планетой». Проектно-конструкторские решения позволили осуществить прорыв в исследованиях, приоткрыть тайны загадочной «сестры Земли» и «утренней звезды».



рисунок 8. КА «ВЕНЕРА-Д»

Планомерные исследования Венеры контактными методами с помощью посадочных аппаратов и атмосферных зондов заложили основу будущих межпланетных экспедиций.

Сегодня создание новых перспективных аппаратов для длительных исследований Венеры осуществляется с учётом опыта предыдущих разработок. Так, в настоящее время НПО им. С.А. Лавочкина совместно с ИКИ РАН разрабатывают новый проект, нацеленный на исследования поверхности и атмосферы Венеры довольно продолжительное время как с орбиты, так и контактными методами. Название этого проекта – «ВЕНЕРА-Д» («Д» означает «Долгоживущая») (рисунок 8). Предварительные инженерные проработки показали принципиальную техническую реализуемость проекта, наличие современного задела в критических для этого технологиях.

Анализ адаптации учёных и специалистов НПО им. С.А. Лавочкина к космической тематике и результаты лётных испытаний первых КА, созданных ими, подтвердили правильность и эффективность привлечения предприятия к решению космических задач. Этому значительно способствовала научная школа проектирования и конструирования летательных аппаратов, созданная основателем предприятия, членом-корреспондентом АН СССР Семёном Алексеевичем Лавочкиным.

Легендарная конструкторская и производственная школа и сегодня позволяет НПО им. С.А. Лавочкина реализовывать приоритетные для страны и всего мирового сообщества проекты. Среди направлений работ: создание автоматических КА для планетных исследований, орбитальных астрофизических обсерваторий, спутниковых систем для решения задач дистанционного зондирования Земли, универсальных космических буксиров – разгонных блоков (РБ)

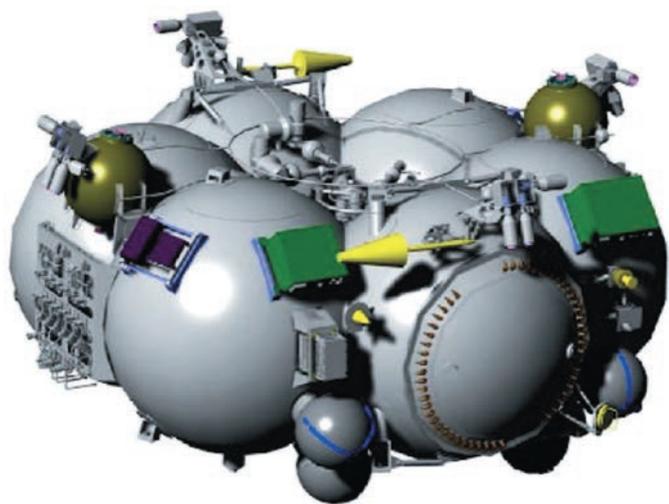


рисунок 9. РБ «Фрегат»

«Фрегат» (рисунок 9), а также ряда научных мало-размерных КА (*Автоматические космические аппараты для фундаментальных и прикладных научных исследований*, 2010).

Более 20 лет успешно применяется РБ «Фрегат», отличающийся универсальностью, наличием элементов «интеллекта» и способностью многократно включаться в условиях космоса. РБ «Фрегат» используется при запусках аппаратов в рамках Федеральной космической программы Российской Федерации. Необходимо отметить, что спутники российской навигационной системы «ГЛОНАСС» выводятся на орбиту также с помощью РБ «Фрегат».

На данный момент этим разгонным блоком на расчётные орбиты выведено более 300 КА как российского, так и зарубежного производства. Запуски с его использованием осуществляются с четырёх космодромов: Байконур, Плесецк, Восточный, Гвианский космический центр (*Асюшкин В.А., Викуленков В.П., Ишин С.В.*, 2014).

7. Перспективы исследования Луны

В настоящее время интерес к Луне со стороны фундаментальной и прикладной науки становится вновь актуальным в связи с обнаружением воды в полярных областях в виде льда, сохранившегося при низких температурах. Сегодня в НПО им. С.А. Лавочкина идёт создание перспективных лунных проектов, которые предполагают лётную апробацию ключевых конструкторско-технических решений (в том числе основываясь на результатах советских проектов) с последующим усложнением поставленных задач. Обозначения серии лунных автоматических аппаратов будут продолжением предыдущей серии, завершённой в 1976 году.

В рамках российской программы исследования Луны НПО им. С.А. Лавочкина создаёт серию одноименных АМС, первой из которых стала «ЛУНА-25». К сожалению, первая за последние 50 лет попытка посадки автоматической станции на Луну окончилась неудачей.

Планируется отправить к естественному спутнику Земли орбитальный КА «ЛУНА-РЕСУРС ОА» («ЛУНА-26»), он должен будет функционировать на окололунной круговой полярной орбите высотой 200 км примерно в течение года. Задачами КА на этом этапе станут сбор и передача на Землю информации с посадочной станции, а также проведение научных исследований комплексом научной аппаратуры. Следующим, предположительно в район Южного полюса Луны, будет отправлен посадочный аппарат «ЛУНА-РЕСУРС ПА» («ЛУНА-27») с криогенной глубинной (до 2 м) бурильной установкой. Он будет оснащён системой высокоточной и безопасной посадки, которая позволит существенно повысить точность посадки (до 3 км) и тем самым улучшить возможности для выбора предпочтительного места проведения научных исследований. Отработка технологий взлёта и доставки груза на Землю станет задачей КА «ЛУНА-ГРУНТ» («ЛУНА-28»).

Реализация современной программы исследования Луны подразумевает поэтапное наращивание сложности посадочных миссий, формируя таким образом задел по ключевым технологиям не только для последующих лунных миссий, но и для межпланетных перелётов и исследования дальнего космоса (*Казмерчук П.В., Мартынов М.Б., Москатиньев И.В., Сысоев В.К. и др.*, 2016).

8. Пилотируемые миссии на Луну

Дальнейшее развитие пилотируемой космонавтики связано с переходом от низкой околоземной орбиты (НОО) к объектам дальнего космоса, прежде всего, к окололунному пространству и Луне.

В соответствии с Решениями Президиума Научно-технического совета Госкорпорации «Роскосмос» и Бюро Совета Российской академии наук по космосу по вопросам российской комплексной программы исследования и освоения Луны Российская академия наук рассматривает Луну как перспективный и первоочередной объект для проведения научных исследований за пределами НОО.

Луна лишена атмосферы, что позволяет рассматривать её как уникальную платформу для астрофизических исследований, размещения крупногабаритных конструкций любого назначения. Луна привлекательна тем, что обладает важными природными ресурсами: запасами кислорода, водорода, воды, азота,

гелия, титана, алюминия и других веществ. Полёты на Луну позволят отработать технологии межпланетных полётов на Марс и другие объекты Солнечной системы. Планомерное создание обитаемых (посещаемых) лабораторий на Луне и соответствующей лунной инфраструктуры станет новой вехой в изучении и освоении космического пространства.

Главное прикладное значение пилотируемой лунной программы – обеспечение строительства и функционирования научного комплекса лунной базы для проведения широкомасштабных фундаментальных исследований на Луне в интересах российской и мировой науки.

Программа развёртывания на Луне и окололунном пространстве космической инфраструктуры включает создание автоматических и пилотируемых космических средств производства НПО им. С.А. Лавочкина.

В рамках проектно-поисковых научно-исследовательских работ (НИР) НПО им. С.А. Лавочкина исследуются прикладные вопросы реализации пилотируемых полётов на Луну, создание ключевых элементов и технологий, обеспечивающих безопасное пребывание и работу космонавтов на поверхности Луны. Так, на разных этапах НИР разрабатывались технические требования к посадочным платформам лунного грузового посадочного и взлётно-посадочного кораблей, а также мобильным средствам внекорабельной деятельности экипажа (пилотируемого и грузового луноходов).

Продолжаются работы по разработке совместных предложений РКК «Энергия» им. С.П. Королева и НПО им. С.А. Лавочкина по составу и основным техническим характеристикам этих перспективных средств для использования на различных этапах исследования и освоения Луны.

закключение

Богатейший практический опыт и высокопрофессиональный коллектив позволяют НПО им. С.А. Лавочкина полноправно участвовать в широкомасштабных проектах.

Особая гордость предприятия – уникальный разгонный блок «Фрегат», который успешно выводит космические аппараты на различные орбиты.

На протяжении многих лет совместно коллективы РКК «Энергия» им. С.П. Королева и НПО им. С.А. Лавочкина успешно трудятся в области создания инновационных космических комплексов научного и социально-экономического назначения. Дальнейшее тесное сотрудничество обязательно будет плодотворным и в будущем, что поможет в работе над решением сложнейших задач в одной из передовых отраслей

науки и техники, успешное развитие которой приумножит величие и славу нашей Родины.

список литературы

Автоматические космические аппараты для фундаментальных и прикладных научных исследований / Авт.-сост. В.А. Асюшкин, П.А. Грешилов, В.В. Ефанов и др.; под общ. ред. Г.М. Полищука, К.М. Пичхадзе. М.: МАИ-Принт, 2010. 659 с.

Асюшкин В.А., Викуленков В.П., Ишин С.В. Итоги создания и начальных этапов эксплуатации межорбитальных космических буксиров типа «Фрегат» // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2014. № 1. С. 3-9.

Ефанов В.В., Ширшаков А.Е. Исследование Марса и его спутников перспективными межпланетными станциями НПО имени С.А. Лавочкина (к 30-летию запуска КА «ФОБОС-2») // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2018. № 1. С. 4-5.

Институт космических исследований РАН. URL: <http://press.cosmos.ru> (дата обращения: 10.10.2024).

Казмерчук П.В., Мартынов М.Б., Москатиньев И.В., Сысоев В.К. и др. Космический аппарат «ЛУНА-25» – основа новых исследований Луны // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 4. С. 9-19.

Кардашев Н.С. и др. «РАДИОАСТРОН» – итоги выполнения научной программы за 5 лет полёта // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 3. С. 4-24.

Лемешевский С.А., Графодатский О.С., Карчаев Х.Ж., Воронцов В.А. Космические аппараты для контактных исследований планеты Венера. Опыт и перспективы (к 80-летию НПО имени С.А. Лавочкина и 50-летию космического аппарата «ВЕНЕРА-4») // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2017. № 2. С. 52-66.

Луна – шаг к технологиям освоения Солнечной системы / Под науч. ред. В.П. Легостаева, В.А. Лопоты. М.: РКК «Энергия», 2011. 584 с.

Мошнеев А.А., Шевалев И.Л. Роль личности в истории ОКБ НПО им. С.А. Лавочкина // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2009. № 1. С. 19-29.

Молодцов В.А. Управление полётом КА «ЭЛЕКТРО-Л». Год работы // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2012. № 1. С. 15-22.

Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С.П. Королёва. 1946–1996. М.: РКК «Энергия», 1996. 670 с.

Статья поступила в редакцию 14.10.2024

Статья после доработки 14.10.2024

Статья принята к публикации 14.10.2024

МЕТОДЫ И АЛГОРИТМЫ ОБРАБОТКИ РАДИОЛОКАЦИОННОЙ ИНФОРМАЦИИ В РЕЖИМЕ ОБНАРУЖЕНИЯ ДВИЖУЩИХСЯ ОБЪЕКТОВ. ЧАСТЬ 1. БАЗОВЫЕ МЕТОДЫ И АЛГОРИТМЫ ОБРАБОТКИ И АНАЛИЗА РАДИОЛОКАЦИОННОЙ ИНФОРМАЦИИ В РЕЖИМЕ ИНДИКАЦИИ ДВИЖУЩИХСЯ ОБЪЕКТОВ

METHODS AND ALGORITHMS OF RADAR IMAGERY PROCESSING IN GMTI MODE. PART 1. BASIC METHODS AND ALGORITHMS OF PROCESSING AND ANALYSIS OF RADAR IMAGERY IN GMTI MODE



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



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

В статье рассматриваются современные подходы к обработке радиолокационной информации в режиме индикации движущихся объектов. Особое внимание уделяется одновременному применению режимов синтеза радиолокационных изображений и индикации движущихся объектов с использованием гибридных методов подавления фоновых помех.

Ключевые слова:
радиолокатор с синтезированной апертурой;
радиолокационное изображение;
индикация движущихся объектов;
наклонная дальность;
доплеровский сдвиг частоты;
RD-карта; подавление фоновой помехи;
эндопомеха; экзопомеха; БПФ;
алгоритмы обратного проецирования, полярного и трапецевидного форматирования.

DOI: 10.26162/LS.2025.58.94.003

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

The article considers advanced approaches to radar data processing in SAR and GMTI modes. Special attention is paid to simultaneous application of SAR and GMTI modes using hybrid clutter suppression techniques.

Key words:
SAR;
SAR image;
GMTI;
range;
Doppler frequency shift;
RD map; clutter suppression;
endoclutter; exoclutter; FFT;
back-projection, polar and keystone formatting algorithms.

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

введение. Общие сведения о режиме индикации движущихся объектов в радиолокаторах с синтезированной апертурой

Традиционный (классический) подход к обнаружению (индикации) движущихся объектов базируется на использовании различий в доплеровском смещении частоты сигналов радиолокаторов с синтезированной апертурой (РСА), отражённых от объектов с разными радиальными скоростями. Сигналы, отражённые от неподвижного фона, в процессе движения носителя РСА вследствие доплеровского эффекта формируют на выходе его приёмного тракта отклик, ширина спектра которого пропорциональна скорости движения носителя РСА и ширине диаграммы направленности антенны (ДНА) в азимутальном направлении. Сигналы, отражённые от движущихся объектов, претерпевают доплеровское смещение частоты, пропорциональное радиальной составляющей скорости объекта в направлении носителя РСА. При этом в зависимости от скорости движущегося объекта и ТТХ РСА частота сигналов, отражённых от низкоскоростных объектов, может оказаться в пределах спектра мешающих сигналов, отражённых от окружающего фона, что исключает возможность индикации движущихся объектов. Поэтому обработка радиолокационной информации (РЛИ) в режиме индикации движущихся объектов (ИДО) существенно отличается от синтеза традиционного амплитудного изображения.

В традиционном режиме съёмки в РСА используется достаточно длительное в течение нескольких секунд удержание ДНА на снимаемом участке земной поверхности в сочетании с широкополосным одноканальным приёмным трактом для получения изображения стационарных и неподвижных объектов, а также стационарного фона. При этом для синтеза радиолокационного изображения могут использоваться хорошо известные алгоритмы, например, алгоритм обратного проецирования (back-projection algorithm) и/или алгоритм полярного форматирования (polar formatting algorithm). В режиме ИДЦ съёмка ведётся на ограниченном временном интервале (0.5–1 с) и с использованием узкополосного приёмного тракта.

Для обеспечения индикации движущихся объектов со сравнительно невысокими скоростями в одноканальных РСА также должны применяться большие антенны с узким главным лучом ДНА и с низким уровнем боковых лепестков с целью максимального уменьшения ширины спектра мешающего фонового сигнала. В одноканальных РСА это оказывается несовместимым с обеспечением режима радиолокационной съёмки с высоким разрешением, величина которого также определяется длиной антенны.

В связи с этим в РСА с режимом ИДО, таких как TerraSAR-X, Cosmo-SkyMed NG, RadarSAT-2, Gaofen-3, применяются антенны с двумя и более каналами со смещёнными фазами, а для обнаружения движущихся объектов применяются специальные методы и соответствующие алгоритмы обработки сигналов, основанные на различии их пространственно-временных и частотных характеристик при отражении от движущихся объектов и от неподвижного фона. Наиболее распространёнными методами являются DPCA (displaced phase channel antenna), ATI (along-track interferometry) и STAP (space-time adaptive processing).

Метод DPCA основан на использовании антенн со смещёнными фазовыми приёмными центрами. В рамках этого метода отражённые от объекта и окружающего фона импульсы поступают на два или несколько приёмных канала со сдвигом по времени (фазе). При соответствующем разносе фазовых центров, выборе периода повторения импульсов, согласованном со скоростью носителя РСА, и при наклонной дальности, на которой ведётся поиск объекта, достигаются условия для снижения уровня фона и обнаружения полезного сигнала путём определения разности сигналов, поступающих на разнесённые каналы, и сравнения её с пороговым значением. При вычитании совпадающие пиксели изображений трактуются как фон, а несовпадающие пиксели относят к движущемуся объекту.

Метод DPCA обеспечивает обнаружение движущихся объектов с невысокой скоростью. Однако при этом имеет место ограничение на точность измерения угловых параметров при их сопровождении, что критично для решения задачи целеуказания. Для разрешения этого противоречия применяется антенна с тремя смещёнными фазовыми центрами, что превращает РСА в фазовый пеленгатор, в котором большая база (разнос фазовых центров) обеспечивает требуемую точность определения направления на объект и последующее определение его местоположения угломестным способом, а меньшая база обеспечивает исключение неоднозначности измерений разности фаз.

Метод ATI также основан на использовании двухканальной антенны со смещёнными фазовыми центрами, выходные сигналы которых перемножаются в комплексной форме, а произведение также сравнивается с пороговым значением. Пороговое значение в обоих методах определяется, исходя из заданных вероятностей правильного обнаружения и ложной тревоги, как это принято в теории обнаружения. Метод ATI преимущественно применяется для индикации крупных объектов с большой ЭПР.

Для сравнительно небольших объектов такой метод практически непригоден. В этом случае более эффективным и приемлемым является метод DPCA.

МЕТОДЫ И АЛГОРИТМЫ ОБРАБОТКИ РАДИОЛОКАЦИОННОЙ ИНФОРМАЦИИ В РЕЖИМЕ ОБНАРУЖЕНИЯ ДВИЖУЩИХСЯ ОБЪЕКТОВ. ЧАСТЬ 1. БАЗОВЫЕ МЕТОДЫ И АЛГОРИТМЫ ОБРАБОТКИ И АНАЛИЗА РАДИОЛОКАЦИОННОЙ ИНФОРМАЦИИ В РЕЖИМЕ ИНДИКАЦИИ ДВИЖУЩИХСЯ ОБЪЕКТОВ

Отметим, что методы DPCA и АТИ считаются неоптимальными для РСА с более, чем с двумя каналами, так как при большом уровне мешающего фона не обеспечивают требования по «минимально обнаруживаемой скорости».

В этом случае более эффективным является метод STAP, основанный на использовании различий ковариационных матриц сигналов в различных элементах АФАР для движущихся объектов и стационарного фона. Метод STAP характеризуется большой вычислительной сложностью и длительное время не применялся на практике. Однако по мере роста вычислительных мощностей применение метода STAP в РСА обеспечило повышение обнаружительной способности в режиме ИДО при слежении за низкоскоростными малоразмерными объектами в условиях высокого уровня фоновых. Как правило, применительно к таким условиям методы DPCA и STAP используются совместно.

Отметим также, что движущиеся объекты на стандартном радиолокационном снимке не проявляются вследствие эффекта дефокусировки и доплеровского сдвига частоты.

В связи с отмеченными выше различиями в приёме и обработке информации съёмка в режиме ИДО и в режиме синтеза изображений в настоящее время производится раздельно. В космических системах раздельное попеременное использование этих режимов практически неприемлемо. Поэтому актуальной стала задача совместного применения этих режимов путём их реализации с использованием одной и той же совокупности импульсов отражённого зондирующего сигнала и последующего наложения результатов

ИДО на радиолокационное изображение. Результат ИДО представляет собой отметки обнаруженных движущихся объектов и метаданные: координаты, скорость и направление движения, ЭПР объектов и др. Отметки обнаруженных движущихся объектов наносятся на карту или снимок заданного участка местности с цветным кодированием или в сопровождении метаданных, как показано на рисунке 1.

В основе совместного синтеза радиолокационного изображения и ИДО положен гибридный метод АТИ/DPCA, сущность которого будет раскрыт далее.

Основы обработки и анализа радиолокационной информации в режиме индикации движущихся объектов в пространстве «наклонная дальность – доплеровская частота»

Обработка РЛИ традиционно начинается с сегментации входного потока импульсов отражённого сигнала (как правило, импульсов с ЛЧМ) на кадры, получившие название интервалов когерентной обработки. Затем осуществляется покадровое аналого-цифровое преобразование импульсов в дискретные отсчёты, представляющие собой комплексные числа. Обычно каждый информационный кадр содержит около 1000 импульсов, следующих с частотой в несколько кГц, и несколько тысяч дискретных отсчётов на каждый импульс. В результате каждый кадр представляет собой массив из миллионов комплексных чисел. При этом на выходе каждого из каналов РСА (в рассматриваемом случае трёх каналов) требуется обработка нескольких кадров в секунду.

Регистрация принимаемых сигналов в цифровой форме осуществляется в виде двумерного массива с использованием различных шкал времени, условно названных «быстрой» и «медленной». «Быстрая» шкала устанавливается АЦП. Результаты АЦП каждого импульса в «быстрой» шкале времени регистрируются в виде столбцов двумерного массива. При этом каждый элемент столбца фактически ассоциирован с наклонной дальностью до объекта, изменяющейся от элемента к элементу столбца по мере движения объекта. «Медленная» шкала времени устанавливается временем поступления импульсов на вход РСА с дискретностью, равной периоду их повторения. Результаты регистрации импульсов в «медленной» шкале времени регистрируются в виде строк двумерного массива. Каждый элемент строки, регистрируемый в «медленной» шкале времени, соответствует доплеровской частоте сигнала, изменяющейся от импульса к импульсу. Доплеровская частота определяется как скорость изменения фазы ЛЧМ от импульса к импульсу вследствие даже незначительного изменения положения объекта.



рисунк 1. Радиолокационный снимок с отметками от движущихся объектов

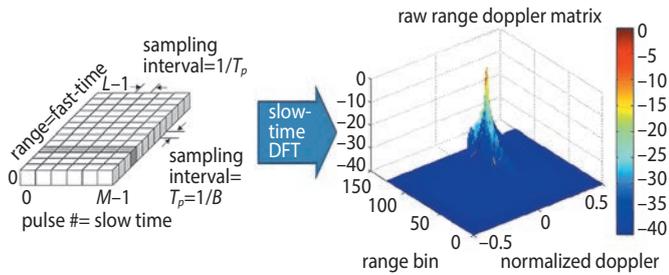


рисунок 2. Формирование RD-карты

Дальнейшая обработка РЛИ состоит в реализации многоуровневого (многоступенчатого) вычислительного процесса с использованием приведённых ниже алгоритмов и высокопроизводительных процессоров. Отметим, что авторы не ставят задачу раскрытия аналитического (математического) содержания рассматриваемых алгоритмов, но приводят для заинтересованных специалистов ссылки на основополагающие работы по каждому алгоритму.

Следующий шаг обработки РЛИ в форме зарегистрированного двумерного массива заключается в его двукратном быстром преобразовании Фурье (БПФ), в результате чего формируется двумерное цифровое изображение, ось ординат которого соответствует изменению наклонной дальности до объекта, а ось абсцисс – изменению от импульса к импульсу доплеровской частоты. Детально ознакомиться с процессом преобразования исходного сигнала в двумерное изображение в координатах наклонная дальность – доплеровская частота, показанным на рисунке 2, можно в (*GMTI basics_DRAFT_v11; A study on range cell migration correction in SAR imagery*). В научнотехнической литературе такое изображение получило название «RD-карта» (от Range – Doppler map).

В РСА с широкополосными ЛЧМ сигналами при достаточно высокой скорости объекта время прихода отражённых импульсов могут выходить за пределы одного и того же элемента разрешения по дальности. Это явление, получившее название «миграция наклонной дальности», сопровождается

снижением достоверности обнаружения движущихся объектов, а также снижением эффективности когерентного накопления импульсов и, как следствие, снижением качества синтезируемого радиолокационного изображения. Поэтому одной из ключевых задач обработки РЛИ является компенсация миграции дальности движущихся объектов. Для решения этой задачи используются различные методы и алгоритмы, такие как алгоритм обратного проецирования или алгоритм полярного форматирования. Эти алгоритмы применяются преимущественно для компенсации миграции дальности вследствие движения носителя РСА в режиме синтеза изображений стационарных объектов. Однако для обнаружения движущихся объектов, а также для случая совместного синтеза радиолокационного изображения и обнаружения движущихся объектов наиболее эффективным рассматривается метод трапецевидного (трапецевидального) форматирования (*keystone algorithm*) RD-карты и последующей интерполяции функцией sinc с использованием усечённой интерполяционной формулы Шеннона. Высокая эффективность метода трапецевидного форматирования в этом случае обусловлена тем, что в отличие от других методов компенсации миграции наклонной дальности данный метод не требует априорного знания скорости и направления движения объектов. Метод основан на изменении масштаба оси абсцисс RD-карты. Вместе с тем, процесс обработки на его основе характеризуется сложностью и большим объёмом вычислений вследствие необходимости проведения интерполяции результатов трапецевидного преобразования. В работе (*Монаков А.А., 2024*) предложен модифицированный алгоритм трапецевидного преобразования без интерполяции на базе применения БПФ и матриц Адамара с предварительной реализацией алгоритма усечённого масштабирования ЛЧМ сигнала. Такой подход обеспечивает упрощение и снижение объёма вычислений. Однако его применение сопровождается некоторым смещением положения движущегося объекта относительно её истинного

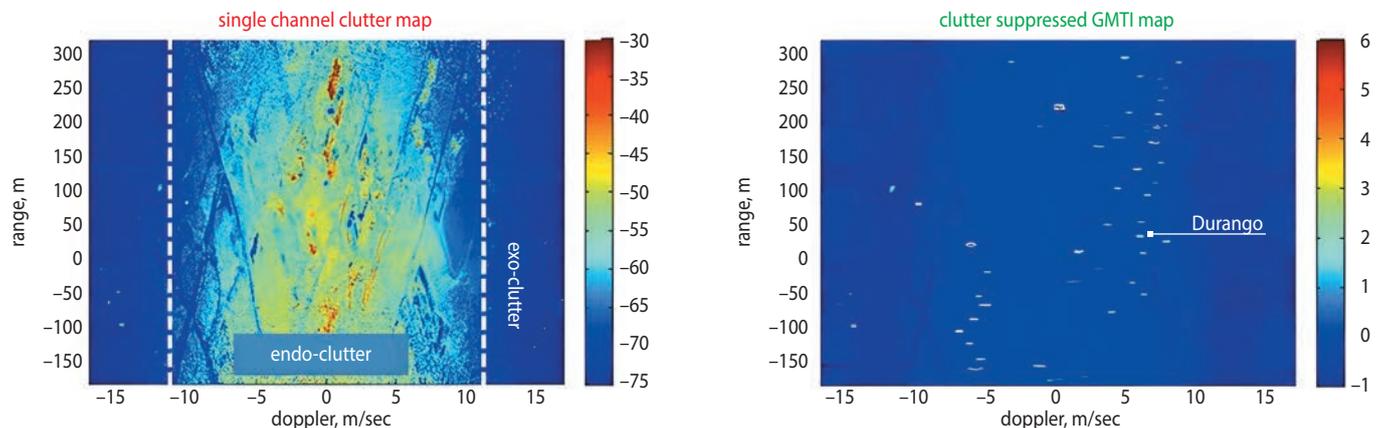


рисунок 3. Исходная RD-карта (слева) и после подавления эндопомехи

МЕТОДЫ И АЛГОРИТМЫ ОБРАБОТКИ РАДИОЛОКАЦИОННОЙ ИНФОРМАЦИИ В РЕЖИМЕ ОБНАРУЖЕНИЯ ДВИЖУЩИХСЯ ОБЪЕКТОВ. ЧАСТЬ 1. БАЗОВЫЕ МЕТОДЫ И АЛГОРИТМЫ ОБРАБОТКИ И АНАЛИЗА РАДИОЛОКАЦИОННОЙ ИНФОРМАЦИИ В РЕЖИМЕ ИНДИКАЦИИ ДВИЖУЩИХСЯ ОБЪЕКТОВ

положения. Детально ознакомиться с математическими основами и особенностями применения метода трапецевидного преобразования RD-карты в задачах обнаружения движущихся объектов можно в работе (*A study on range cell migration correction in SAR imagery; Investigation of range migration compensation in radar detection*).

Наиболее важной и сложной является задача обнаружения медленно движущихся объектов с низкой ЭПР на фоне помех от окружающих стационарных объектов и подстилающей поверхности. Решение этой задачи определяет следующие этапы обработки РЛИ в форме RD-карты (изображения), типовой вид которой получен по результатам реальной радиолокационной съёмки объекта – кроссовера Dodge Durango – в городских условиях и приведён на рисунке 3. Преобразование исходного радиолокационного сигнала в RD-карту (изображение) обеспечивает математическую фокусировку энергии, отражённой от движущихся объектов, в дискретные ступки энергии с целью создания необходимых условий для последующего обнаружения и пространственного выделения из фоновой помехи. Центральная область на рисунке 3 (слева) отображает доминирующую фоновую помеху от зданий, дорог и деревьев, поступающую на вход РСА по главному лепестку ДНА, получившую название «эндо-помехи». Остальная часть рисунка 3 отображает пиксели, содержащие обычный сравнительно низкоуровневый шум, и получила название области «экзопомехи». В зависимости от скорости движения и характеристик РСА отметка от движущегося объекта может оказаться как в области эндопомехи, так и в области экзопомехи. Обнаружение движущихся объектов в области экзопомехи, как правило, не вызывает затруднения и может быть осуществлено путём установления порога, минимизирующего ложное обнаружение (ложную тревогу) в соответствии с одним из известных методов, например, в соответствии с методом CA-CFAR. В то же время обнаружение движущихся, особенно низкоскоростных, объектов, как правило, невозможно без специальных мер по подавлению фоновой эндопомехи. Для этого используются обработка РЛИ в форме RD карты (изображения) на основе отмеченных выше методов DPCA, ATI, STAR и их модификаций. Их применение требует использования многоканальных, как правило, трёхканальных РСА. Отметим, что использование одноканальной РСА для совместного применения режимов радиолокационной съёмки и обнаружения движущихся объектов не представляется возможным из-за противоречивых требований к размеру антенны и к ширине ее ДНА, определяющей размеры области эндопомехи.

Возможность обнаружения низкоскоростных объектов оценивается таким параметром, как минимально детектируемая скорость (МДС). Для одноканальных РСА этот параметр определяется значением радиальной скорости объекта, при которой отметка от объекта пересекает границу областей экзо- и эндопомехи. К современным космическим РСА предъявляется требование обеспечения МДС не менее 2.5–3 км/ч. Из рисунка 3 (слева) следует, что для минимизации МДС требуется уменьшение ширины области эндопомехи, что, в свою очередь, требует уменьшения ширины ДНА и соответственно увеличения размеров антенны. В то же время для радиолокационной съёмки стационарных объектов с высоким разрешением по азимуту требуется широкоугольная ДНА, но это исключает возможность подавления эндопомехи и обнаружения движущихся объектов в устаревших одноканальных РСА. Поэтому для обнаружения движущихся объектов в области эндопомехи и одновременного синтеза радиолокационного изображения с высоким разрешением в широкой ДНА применяются многоканальные (как правило, трёхканальные) РСА и гибридный метод подавления эндопомехи DPCA/ATI (*Simultaneous SAR and GMTI using ATI/DPCA*).

Методы DPCA и ATI, основанные соответственно на использовании амплитудной и фазовой составляющей КРЛИ, взаимодополняют друг друга. Так, метод ATI эффективно подавляет сильные дискретные помехи, возникающие при отражении сигналов, например, от углов зданий или от сложного рельефа местности. В то же время применение этого метода приводит к усилению спекла в области экзопомехи, если там имеет место радиолокационные тени от зданий или деревьев, что приводит к увеличению вероятности ложной тревоги. В то же время применение метода DPCA в условиях действия сильных дискретных помех характеризуется сохранением сильной остаточной фоновой помехи, но при этом его эффективность не снижается и при наличии теневых участков в области экзопомехи. Таким образом гибридный метод DPCA/ATI обеспечивает комбинированное использование преимуществ каждого из рассматриваемых методов подавления фоновых (в том числе, неоднородных) помех для обнаружения низкоскоростных объектов с низким ЭПР, как показано на рисунке 3 (справа). На этом рисунке представлены результаты обработки RD-карты, приведённой на рисунке 3 (слева), с использованием гибридного метода DPCA/ATI, содержащие отметки как от обнаруживаемого объекта – автомобиля Dodge Durango, так и от других движущихся автомобилей, попавших в пределы зоны видимости ДНА РСА. Отметим, что в рамках гибридного подхода генерация RD-карты с подавленной эндо-помехой может осуществляться

как с параллельным применением алгоритмов обработки на базе методов DPCA и АТИ, так и с их последовательным применением путём формирования бинарной маски по результатам применения алгоритма АТИ и последующей обработки этой маской RD-карты, сформированной по результатам применения алгоритма DPCA. Кроме того, для повышения эффективности методов DPCA и АТИ в трёхканальных РСА может быть осуществлено попарное комбинирование каналов для получения дополнительных RG-карт и последующее их усреднение.

Непосредственное обнаружение движущихся объектов осуществляется по отметкам в виде аномальных всплесков энергии на RG-карте на фоне подавленной эндо-помехи путём сравнения этих отметок с пороговым значением, устанавливаемым исходя из требуемой вероятности правильного обнаружения и минимизации вероятности ложной тревоги.

После обнаружения движущихся объектов осуществляется их геолокация путём преобразования их координат в системе «наклонная дальность – доплеровская частота» в прямоугольную систему координат на топографической карте или на геокодированном радиолокационном снимке соответствующего участка местности. Этот процесс носит нетривиальный характер вследствие того, что движение объекта приводит к смещению её доплеровской координаты относительно координат элементов стационарных фона. Вследствие этого преобразование доплеровской координаты движущегося объекта в её азимут носит неоднозначный характер. Для устранения этой неоднозначности и коррекции координаты объекта производится независимая оценка её азимута по фазе пикселей изображения, формируемого по результатам применения алгоритма АТИ. В целях снижения

искажения фазы под воздействием фоновой помехи алгоритм АТИ применяется в тандеме с алгоритмом DPCA, как показано на рисунке 4. Такой способ геолокации получил название интерферометрии с подавлением фоновой помехи и обеспечивает определение координат движущихся объектов с точностью до 25 метров, в то время как определение их координат без поправки на доплеровский сдвиг частоты осуществляется с точностью от нескольких сотен метров до нескольких километров.

Таким образом, с учётом изложенных особенностей обработка и анализ КРЛИ с целью обнаружения движущихся объектов должны включать следующие базовые операции:

- формирование RD-карты с использованием двумерного БПФ и алгоритма трапециевидного форматирования;
- геометрическое преобразование координат каждого пикселя RD-карты в соответствующие прямоугольные координаты на земной поверхности;
- интерполяция полученных прямоугольных координат на регулярную топографическую сетку.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Реализация рассмотренных выше методов и алгоритмов требует применения уникальных высокопроизводительных многопроцессорных систем обработки и анализа КРЛИ, интегрированных с многоканальными РСА, а также создания пригодных для реальных условий многоуровневого специального программного обеспечения на базе известных в теории алгоритмов, с которыми можно детально ознакомиться в приведённом списке литературы.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

Монаков А.А. Алгоритм компенсации переноса диапазона с помощью трапециевидного преобразования без интерполяции // URL: radiotec.ru (дата обращения: 25.07.2024).

A study on range cell migration correction in SAR imagery // URL: <https://ethesis.mitrkl.ac.in> (дата обращения: 25.07.2024).

GMTI basics_DRAFT_v11 // URL: icerm.brown.com (дата обращения: 25.07.2024).

Investigation of range migration compensation in radar detection // URL: researchgate.net (дата обращения: 25.07.2024).

Simultaneous SAR and GMTI using ATI/DPCA // URL: proceedings.spiedigitallibrary.org (дата обращения: 25.07.2024).

Статья поступила в редакцию 02.10.2024

Статья после доработки 06.11.2024

Статья принята к публикации 06.11.2024

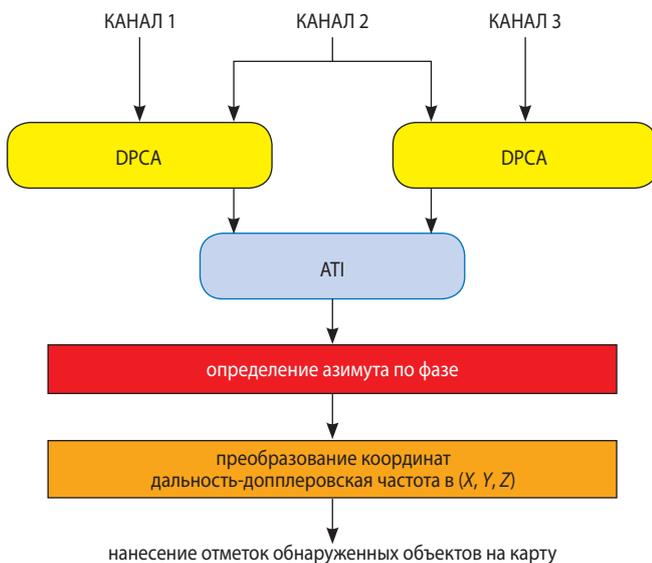


рисунок 4. Гибридный метод геолокации движущихся объектов

МЕХАНИЧЕСКИЕ ВОЗМУЩЕНИЯ ОТ БОРТОВЫХ ПРИВОДНЫХ УСТРОЙСТВ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

MECHANICAL DISTURBANCES FROM ON-BOARD DRIVE DEVICES OF SPACECRAFT



П.П. Телепнев¹,
кандидат
технических наук,
TelepnevPP@laspace.ru;
P.P. Telepnev

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

Д.А. Кузнецов¹,
доктор
технических наук,
KuznetsovDA@laspace.ru;
D.A. Kuznetsov

В.В. Герасимчук¹,
кандидат
технических наук,
GerasimchukVV@laspace.ru;
V.V. Gerasimchuk

В статье рассмотрены различные типы приводных устройств, используемых на космических аппаратах. Проведена классификация приводных устройств по типам управления их работой. Разработаны принципы построения и математические модели описания динамики механических воздействий для каждого из рассмотренного типа приводных устройств. Приведены примеры моделирования воздействий рассмотренных вариантов устройств.

Ключевые слова:
приводное устройство;
вибрационное воздействие;
математическая модель;
шаговый двигатель; редуктор.

DOI: 10.26162/LS.2025.86.32.004

ВВЕДЕНИЕ

Функционирование современной целевой аппаратуры (ЦА) космических аппаратов (КА) дистанционного зондирования земли требует все более точной ориентации чувствительных элементов их конструкции для выполнения определённых задач, входящих в состав реализуемых миссий (Ефанов В.В. и др.,

The article discusses various types of drive devices used on spacecraft. The classification of drive devices according to the types of control of their operation is carried out. The principles of construction and mathematical models for describing the dynamics of mechanical effects for each of the considered types of drive devices have been developed. Examples of modeling the effects of the considered device variants are given.

Keywords:
drive device;
vibration effect;
mathematical model;
stepper motor; gearbox.

2019). Требуемую точность можно обеспечить надлежащим подбором работающих приводных устройств (ПУ) антенн, зеркал сканирующих устройств, панелей и другого оборудования (Телепнев П.П. и др., 2014; Telepnev P.P. et al., 2021). В процессе работы ПУ наряду с электромаховичными исполнительными

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

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

органами (Кузнецов Д.А. и др., 2016) выступают источниками вибрационных воздействий на конструкцию КА, в связи с чем возникает задача математического описания моделей динамики приводных устройств и их воздействия на точность функционирования ЦА (Архипов М.Ю. и др., 2014).

По характеру управления и принципам математического описания приводные устройства механизмов КА (Telepnev P.P. et al., 2015) можно условно разбить на три группы:

1. ПУ потенциального типа обычно обеспечивают начальное раскрытие узлов и агрегатов КА (антенны, защитные крышки и другие части конструкций), движение которых обеспечивается потенциальной энергией начальной затяжки пружин или торсионов.

2. ПУ с заданным позиционированием в основном обеспечивают начальное требуемое наведение элементов конструкции ЦА и систем передачи специальной информации с КА в процессе выполнения миссии, движение которых обеспечивается электродвигателями (возможно с редуктором) и системой управления с обратной связью по соответствующим сенсорным элементам.

3. Следящие ПУ обеспечивают необходимое наведение элементов целевого или служебного оборудования КА в требуемом направлении путём выбора между определёнными (заранее заданными) угловыми скоростями движения. Такие системы обычно реализуются комбинацией шаговых двигателей и высокоточных редукторов.

1. ПУ потенциального типа

При открытии какого-либо агрегата или элемента конструкции КА (панели солнечных батарей, антенны, крышки и т.п.) к аппарату (в шарнире открытия) прикладывается моментное воздействие. Для примера рассмотрим открытие крышки космического телескопа одной из орбитальных обсерваторий (рисунок 1).

Момент, создаваемый приводом крышки при открытии приведён на рисунке 2.

$M_0 = \varepsilon \cdot I$, (Н·м) – момент, создаваемый механизмом раскрытия, где ε – угловое ускорение крышки при открытии (рад/с²); I – момент инерции крышки относительно её оси раскрытия (кг·м²), который складывается из момента инерции крышки относительно её центра масс и квадрата расстояния от её центра масс до оси вращения (Шульга В.М. и др., 2015):

$$I = \frac{mr^2}{2} + mr^2 = \frac{3}{2}mr^2,$$

где m – масса крышки (кг); r – радиус крышки (м), совпадает с расстоянием от центра масс крышки до её оси раскрытия.

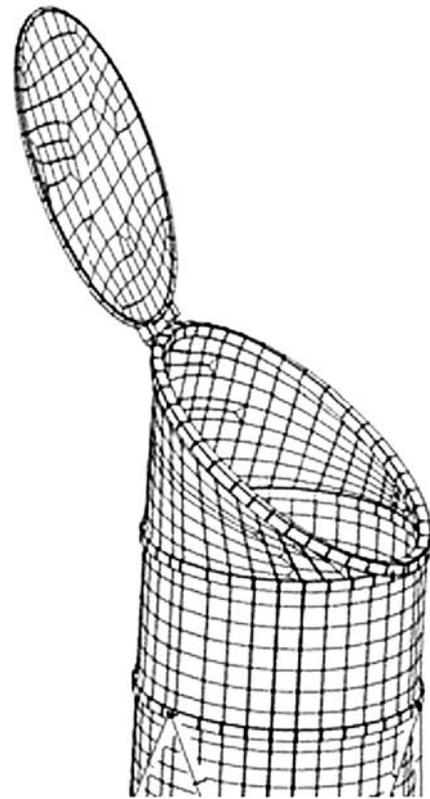


рисунок 1. Открытие крышки телескопа

Учитывая данные, которые известны на данный момент (масса крышки, время и угол раскрытия), сделаем допущение о том, что крышка раскрывается равноускоренно и соответственно момент постоянен за всё время её раскрытия.

Следовательно, можно записать:

$$\varphi = \frac{\varepsilon \cdot t_k^2}{2}; \varepsilon = \frac{2\varphi}{t_k^2},$$

где ε – угловое ускорение (рад/с²); φ – угол раскрытия крышки (рад); t_k – время раскрытия крышки (с).

Подставляя эти выражения в уравнение момента, получаем:

$$M_0 = \frac{3\varphi}{t_k - t_0} mr^2.$$

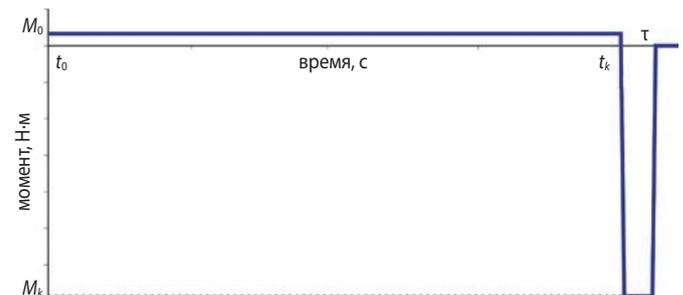


рисунок 2. Момент, создаваемый приводом крышки при открытии

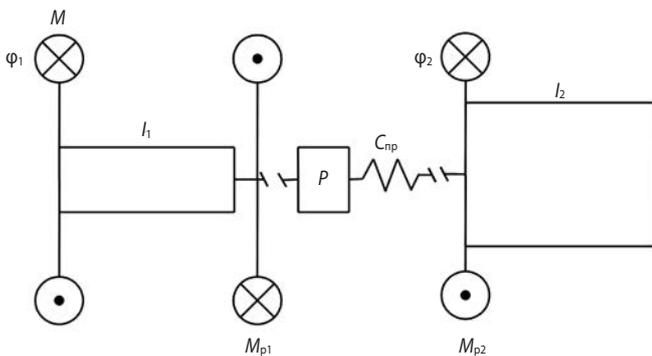
По закону сохранения количества движения

$$M_k = \frac{M_0(t_k - t_0)}{\tau},$$

где τ – принятое время торможения после раскрытия.

2. ПУ с заданным позиционированием

ПУ с заданным позиционированием используются для прецизионной ориентации (Герасимчук В.В. и др., 2018) устройств и агрегатов КА (например, антенны высокоинформативной радиосвязи, головки лазерного передающего устройства и т.п.) Рассмотрим работу неподвижного модуля двухступенного привода остронаправленной антенны (ОНА) одного из межпланетных КА (Ефанов В.В. и др., 2017). Модуль привода состоит из ротора электродвигателя 1 с моментом инерции I_1 , редуктора (Р) и выходного вала с нагрузкой 2 с моментом инерции I_2 (рисунок 3).



M – момент, передаваемый на ротор двигателя;
 $M_{р1}$ – момент, действующий между ротором и редуктором;
 $M_{р2}$ – момент, действующий между редуктором и выходным валом;
 φ_1 – угол поворота ротора двигателя;
 φ_2 – угол поворота выходного вала; k – коэффициент редукции; $C_{пр}$ – приведённая жёсткость редуктора.

рисунок 3. Схема привода

Для вывода уравнений движения привода воспользуемся уравнением Лагранжа второго рода:

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{\partial T_i}{\partial \dot{\varphi}_i} \right) + \frac{\partial U_i}{\partial \varphi_i} = \frac{\partial Q_i}{\partial \dot{\varphi}_i}$$

и решим его относительно исследуемого привода.

Суммарная кинетическая энергия системы привода равна сумме кинетических энергий ротора и выходного вала привода:

$$T = T_{рот} + T_{вых} = \frac{1}{2} I_1 \dot{\varphi}_1^2 + \frac{1}{2} I_2 \dot{\varphi}_2^2.$$

Потенциальная энергия выражается следующей зависимостью:

$$U = \frac{k(\Delta x)^2}{2}.$$

В данном случае $k=C_{пр}$, $\Delta x=(x_1-x_2)=\Delta\varphi$. В связи с тем, что φ_1 и φ_2 связаны друг с другом через коэффициент редукции, конечное выражение потенциальной энергии запишется следующим образом:

$$U = \frac{C_{пр}(k\varphi_1 - \varphi_2)^2}{2}.$$

Поскольку на привод не действуют внешние воздействия и не учитываются воздействия от зацепления валов и их трения, в расчётах используется зависимость связей только от вращения валов, а характеристики системы будут зависеть только от относительной скорости вращения ротора и выходного вала привода. Вследствие этого возникает работа упругих сил и работа диссипативных сил.

В данном случае выражение обобщённых сил принимает вид: $Q=Q_{упр}+Q_{дисс}$, но в связи с тем, что упругие силы являются потенциальными, то в данном уравнении ими можно пренебречь, так как они входят в уравнение потенциальной энергии. Поэтому выражение можно переписать в виде: $Q=Q_{дисс}$.

Значение $Q_{дисс}$ можно выразить через диссипативную функцию:

$$Q_{дисс} = \frac{\varepsilon(k\dot{\varphi}_1 - \dot{\varphi}_2)^2}{2}.$$

Решим уравнение Лагранжа второго рода, подставив соответствующие значения кинетической и потенциальной энергий, а также значения диссипативной функции:

$$\begin{aligned} \frac{d}{dt} \left(\frac{\partial((I_1\dot{\varphi}_1)/2)}{\partial \dot{\varphi}_1} \right) + \frac{\partial(C_{пр}(k\varphi_1 - \varphi_2)^2/2)}{\partial \varphi_1} &= \\ = \frac{\partial(\varepsilon(k\dot{\varphi}_1 - \dot{\varphi}_2)^2/2)}{\partial \dot{\varphi}_1}. \end{aligned}$$

В итоге получим систему уравнений, описывающих движение привода:

$$\begin{aligned} I_1 \cdot \ddot{\varphi}_1 + \varepsilon_1 \cdot k \cdot (\dot{\varphi}_1 \cdot k - \dot{\varphi}_2) + C_{пр} \cdot k \cdot (\varphi_1 - k\varphi_2) &= M; \\ I_2 \cdot \ddot{\varphi}_2 - \varepsilon_2 \cdot (\dot{\varphi}_1 \cdot k - \dot{\varphi}_2) - C_{пр} \cdot (\varphi_1 \cdot k - \varphi_2) &= 0. \end{aligned}$$

Для проверки адекватности разработанной математической модели привода, управляемого системой управления (СУ), были проведены экспериментальные работы с приводом ОНА при повороте вала на 20 градусов и имитационное моделирование полученной модели с параметрами, приведёнными в таблице.

таблица – Значения параметров для моделирования натурального эксперимента

обозначение	физическая сущность	значение
I_1 , кг·м ²	момент инерции ротора привода	$4.5 \cdot 10^{-7}$
I_2 , кг·м ²	момент инерции выходного вала	0.72
K	коэффициент редуктора	1/1440
$C_{пр}$, Н·м/рад	приведённая жёсткость привода, $C_{пр} = 4\pi^2 J f^2$	766.78
ε , с ⁻¹	приведённый коэффициент демпфирования $\varepsilon = 2df$	7.78
f , Гц	частота, по данным испытаний	5.19
d	декремент колебаний, по данным испытаний	0.75

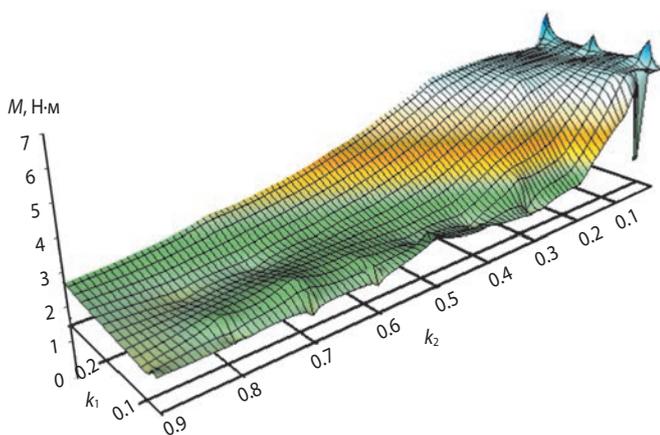
Выработка управляющих алгоритмов СУ осуществлялась на основе информации установленных на двигателе датчиков Холла, определяющих угловое положение и скорость первичного вала привода. На основе регистрации времени прохождения ротора между датчиками вычисляются текущие значения параметров движения, формирующие управляющее воздействие:

$$M_{упр} = k_1 \cdot (\varphi_{пр} - \psi) + k_2 \cdot (\dot{\varphi}_{пр} - \dot{\psi}),$$

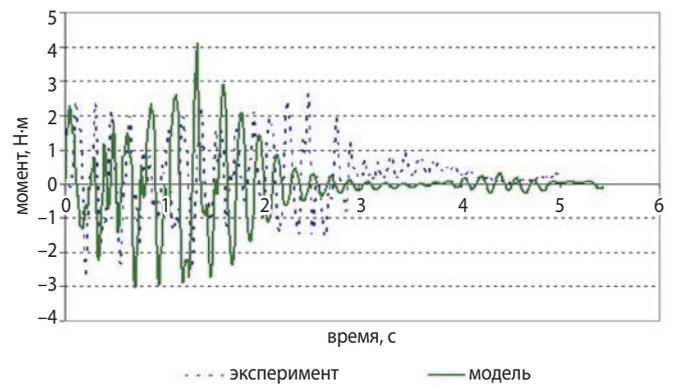
где $\varphi_{пр}$ – задаваемый программный угол поворота привода; $\dot{\varphi}_{пр}$ – задаваемая программная скорость поворота вала привода; ψ – замеренный угол, на который повернулся ротор двигателя; $\dot{\psi}$ – замеренная скорость ротора двигателя.

Управляющий момент $M_{упр}$ сравнивается с допустимым значением момента, а работа СУ продолжается до прохождения заданной отметки угла. Полученные результаты приведены на рисунке 4.

Сравнение полученных результатов моделирования с экспериментальными данными показало их согласованность (рисунк 5), что позволяет сделать вывод об адекватности разработанной математической модели ПУ (Телепнев П.П., Кузнецов Д.А., 2019).



рисунк 4. Зависимость амплитуды колебаний момента выходного вала привода от коэффициентов k_1 и k_2



рисунк 5. Результаты моделирования в сравнении с экспериментальными данными

3. Следящие ПУ

Следящие ПУ обычно строятся на основе шаговых двигателей (ШД) и прецизионных редукторов. Текущая скорость слежения задаётся частотой подачи импульсов на ШД.

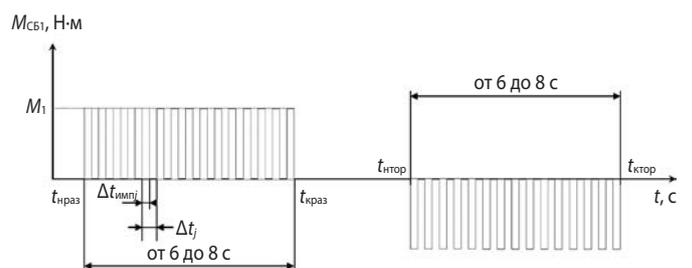
В качестве примера рассмотрим модель механических воздействий привода системы ориентации солнечной батареи (СОСБ) одного из КА (Ефанов В.В. и др., 2024). $M_{СБ}$ – момент, создаваемый приводом при повороте крыла солнечной батареи, Н·м (соответственно такой же момент действует на КА)

$$M_{СБ} = M_{СБ1} + M_{СБ2},$$

где $M_{СБ1}$ – момент, действующий при разгоне/торможении выходного вала привода, Н·м; $M_{СБ2}$ – момент, создаваемый приводом при движении с постоянной скоростью, обусловленный наличием кинематической погрешности привода и колебательными процессами в системе «привод+нагрузка», Н·м.

На рисунке 6 приведён график изменения момента $M_{СБ1}$, действующего при разгоне/торможении выходного вала, рассматриваемого ПУ. Для уменьшения амплитуд воздействия (Ефанов В.В. и др., 2021), разгон до требуемой скорости на нём происходит не моментально, а с периодическим увеличением угловой скорости в течение некоторого времени (6–8 с), аналогично происходит и процесс торможения.

На рисунке обозначено: M_1 – амплитуда момента при ускорении/торможении выходного вала



рисунк 6. График момента $M_{СБ1}$, действующего при разгоне/торможении выходного вала привода

привода, Нм; t – текущее время; $t_{\text{нраз}}$ – время начала разгона; $t_{\text{краз}}$ – время конца разгона; $t_{\text{нтор}}$ – время начала торможения; $t_{\text{ктор}}$ – время конца торможения. M_1 вычисляется по формуле:

$$M_1 = \frac{J_{\text{СБ}} \cdot \Delta\omega}{\tau},$$

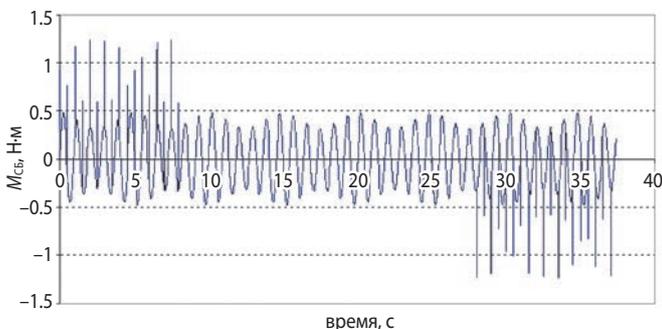
где $J_{\text{СБ}}$ – осевой момент инерции панели СБ относительно оси вращения; $\Delta\omega$ – единичное приращение угловой скорости, выходного вала привода при разгоне/торможении; τ – длительность импульса момента, обеспечивающего указанное приращение угловой скорости (здесь можно принять $\tau=0.005$ с); $\Delta t_f=0.4-0.53$ с – период следования импульсов момента.

Как показали экспериментальные исследования привода на шестистепенном динамометре, при его работе возникает ещё низкочастотный момент $M_{\text{СБ2}}$, обусловленный скорее всего наличием кинематической погрешности изготовления конструкции привода и колебательных процессов в системе «привод+нагрузка». Обработка полученных экспериментальных данных показала, что указанная составляющая момента может быть приближённо определена гармонической составляющей вида:

$$M_{\text{СБ2}} = A \sin(2\pi vt),$$

где $A=0.2653$ Н·м – амплитуда; $v=1.01 \pm 20\%$ Гц – частота гармонической составляющей.

Примерный вид модели воздействия представлен на рисунке 7.



рисунк 7. Вид модели воздействия ПУ СОСБ

список литературы

Архинов М.Ю., Тепнев П.П., Кузнецов Д.А. К вопросу о численном моделировании динамики конструкции космического аппарата «СПЕКТР-Р» // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2014. № 3. С. 96-99.

Герасимчук В.В., Ефанов В.В., Ермаков В.Ю., Кузнецов Д.А. и др. Решение задачи обеспечения допустимых уровней вибронагруженности исполнительных органов системы ориентации космического аппарата // Полет. Общероссийский научно-технический журнал. 2018. № 8. С. 33-38.

Ефанов В.В., Герасимчук В.В., Кузнецов Д.А., Митькин А.С. и др. Моделирование механических возмущений привода остронаправленной антенны межпланетных станций // Полет. Общероссийский научно-технический журнал. 2017. № 8. С. 19-25.

Ефанов В.В., Кузнецов Д.А., Герасимчук В.В., Тепнев П.П. Разработка и верификация расчётно-экспериментального метода исследования виброактивности электромеханического привода системы ориентации солнечных батарей космического аппарата // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2024. № 4. С. 65-70.

Ефанов В.В., Тепнев П.П., Кузнецов Д.А., Герасимчук В.В. Методологический аспект задачи структурной идентификации параметров динамической схемы космического аппарата // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2021. № 3. С. 44-53.

Ефанов В.В., Тепнев П.П., Кузнецов Д.А. Межпланетные станции с прецизионной точностью ориентации: требования по обеспечению комплексной виброзащиты // Астрономический вестник. Исследования Солнечной системы. 2019. Т. 53, № 6. С. 475-480.

Кузнецов Д.А., Тепнев П.П., Ермаков В.Ю. Подход к решению вопроса по прогнозу уровней возмущений для электромаховичных исполнительных органов // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 3. С. 116-119.

Тепнев П.П., Ефанов В.В., Кузнецов Д.А., Ермаков В.Ю. Анализ режимов работы космического аппарата «СПЕКТР-Р» для различных алгоритмов управления приводом остронаправленной антенны // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2014. № 3. С. 100-103.

Тепнев П.П., Кузнецов Д.А. Методы виброзащиты прецизионных космических аппаратов / Под ред. д.т.н., проф. Ефанова В.В. Химки: Изд-ль АО «НПО Лавочкина», 2019. 263 с.

Шульга В.М., Рулев С.В., Николаев А.В., Лебедев А.Г. и др. Весоизмерительные устройства для заправки баков разгонного блока «Фрегат» (к 50-летию космической деятельности НПО имени С.А. Лавочкина) // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2015. № 3. С. 74-80.

Telepnev P.P., Efanov V.V., Kuznetsov D.A., Ermakov V.Y. Analysis of SPEKTR-R spacecraft operating modes for various algorithms of high gain antenna drive control // Solar System Research. 2015. Vol. 49, № 7. P. 610-613.

Telepnev P.P., Zhiryakov A.V., Gerasimchuk V.V. Calculating the structural vibration loading applied to spacecraft using dynamic analysis // Solar System Research. 2021. Vol. 55, № 7. P. 698-703.

Статья поступила в редакцию 04.03.2025

Статья после доработки 05.03.2025

Статья принята к публикации 05.03.2025

МЕТОД ЛИНЕАРИЗАЦИИ И НЕОБХОДИМЫЕ УСЛОВИЯ ОПТИМАЛЬНОСТИ. ЧАСТЬ 1



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

В статье рассматриваются вопросы оптимальности решений, получаемых с помощью модифицированного метода линеаризации. Предложен алгоритм проверки с заданной точностью необходимых условий оптимальности.

Ключевые слова:
модифицированный метод линеаризации;
нелинейная оптимизация,
условия оптимальности.

DOI: 10.26162/LS.2025.22.80.005

ВВЕДЕНИЕ

При использовании численных методов оптимизации возникает задача проверки оптимальности получаемых решений. В случае применения методов, эксплуатирующих необходимые условия оптимальности, например, принцип Максимиума Понтрягина (Понтрягин, Л.С., 1983), если решение удаётся получить, то оно по определению удовлетворяет необходимым условиям оптимальности. Для прямых методов оптимизации, как правило, требуется проведение дополнительного анализа решения. В работе (Федоренко Р.П., 1978) предложена графическая процедура проверки необходимых условий оптимальности для анализа решений, получаемых при использовании метода линеаризации. Аналогичная процедура применялась и в работе (Лазарев Ю.Н., 2007).

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

LINEARIZATION METHOD AND NECESSARY OPTIMALITY CONDITIONS. PART 1



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

The article discusses the issues of optimality of solutions obtained using the linearization method. An algorithm for checking the necessary optimality conditions with a given accuracy is proposed.

Key words:
modified linearization method;
nonlinear optimization,
optimality conditions.

Однако её использование существенно усложняется при росте количества функционалов.

Модифицированный метод линеаризации (ММЛ) является достаточно мощным методом нелинейной оптимизации при наличии ограничений. Он позволяет решать задачи с ограничениями типа равенств и неравенств (Казмерчук П.В., 2015; Казмерчук П.В. Метод линеаризации ...Вычислительные аспекты., 2016). ММЛ разработан и верифицирован для решения задач оптимизации траекторий КА с малой тягой (Казмерчук П.В. Метод линеаризации...Детали реализации., 2016), но может быть использован для решения различных задач нелинейной оптимизации в общей постановке (Казмерчук П.В., 2017).

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

В соответствии с алгоритмом ММЛ (Казмерчук П.В., 2015) процесс оптимизации прекращается при стабилизации значения критерия, управляющих параметров и функций. Но это лишь косвенный признак, который также может свидетельствовать о достаточно пологом характере критерия в некоторой окрестности и низкой его чувствительности к вариациям управления. Для ответа на вопрос об оптимальности решения требуется как минимум проверка необходимых условий оптимальности.

Целью данной работы является построение приближенной процедуры для автоматической проверки необходимых условий оптимальности решений, получаемых с использованием ММЛ. В работе изложено теоретическое описание и алгоритм проверки необходимых условий оптимальности. В дальнейшем авторами будут представлены численные примеры оптимизации и проверки необходимых условий оптимальности с использованием разработанного алгоритма.

Напомним постановку задачи оптимизации. Траектория движения КА описывается составной динамической системой вида:

$$\frac{dx^i}{dt} = f^i(x^i, u^i, p^i, t), i=1 \dots N,$$

где N – количество участков траектории; i – номер участка; f^i – n^i -мерная функция правых частей дифференциальных уравнений; $x^i(t) \in E_n^i$ – вектор фазовых переменных, характеризующий текущее состояние КА на i -м участке полёта; $u^i(t) \in U^i(t)$ – r_u^i -мерная кусочно-непрерывная функция управления; $U^i(t) \in E_{r_u^i}$ – ограниченная замкнутая область допустимых управлений; $p^i \in P^i$ – r_p^i -мерный вектор варьируемых параметров, влияющих на i -й участок полёта КА; $P^i \in E_{r_p^i}$ – ограниченная замкнутая область допустимых параметров; $q \in Q$ – r_q -мерный вектор варьируемых параметров, влияющих на все участки полёта КА; $Q \in E_{r_q}$ – ограниченная замкнутая область допустимых параметров q ; t^i – независимая переменная.

Описание траектории движения КА в виде составной динамической системы позволяет использовать на различных участках полёта различные уравнения движения. Например, при включении в траекторию перелёта участков проведения аэрогравитационных манёвров, вид уравнений движения при пролёте атмосферы планеты существенно отличается от уравнений, описывающих межпланетный участок траектории.

Начальные условия движения составной динамической системы имеют вид:

$$t_0^1 = \tau^0(p^0, q),$$

$$x^1(t_0^1) = \varphi^0(p^0, q, t_0^1),$$

где φ^0 – n^0 -мерная вектор-функция, обладающая необходимой степенью гладкости; τ^0 – скалярная функция необходимой гладкости.

Моменты времени t_k^i окончания полёта КА на каждом i -м участке траектории определяются из условий:

$$\mu^i[x^i(t_k), p^i, q, t_k^i] = 0; i=1 \dots N.$$

В моменты времени t_k^i могут происходить преобразования независимой переменной и вектора фазового состояния КА при переходе от одной динамической системы к другой, моделирующих движение КА на соответствующих этапах:

$$t_0^{i+1} = \tau^i[x^i(t_k^i), p^i, q, t_k^i], i=1 \dots N-1,$$

$$x^{i+1}(t_0^{i+1}) = \varphi^i[x^i(t_k^i), p^i, q, t_k^i], i=1 \dots N-1,$$

где φ^i – n^i -мерная вектор-функция, обладающая необходимой степенью гладкости; τ^i – скалярная функция необходимой гладкости.

Под управлением понимается комплекс параметров и функций:

$$\alpha(\cdot) \in A \Leftrightarrow \left\{ \begin{array}{l} \alpha(\cdot) = \{\alpha^0, \dots, \alpha^N\}, \\ \alpha^0 = \{q, p^0\}, \\ \alpha^i = \{p^i, u^i(\cdot)\}, i=1 \dots N, \\ p^i \in P^i, i=0 \dots N, q \in Q, \\ u^i(t) \in U^i(t), \forall t \in [t_0^i, t_k^i], i=1 \dots N \end{array} \right\}.$$

Критерий качества управления динамической системой и ограничения записываются в следующем виде:

$$J_j[\alpha(\cdot)] = \sum_{i=1}^{n_j} \int_{t_0^i}^{t_k^i} \Phi_j^i[x^i(t), u^i(t), p^i, q, t] dt + F_j[x^{n_j}(t_k^{n_j}), p^{n_j}, t_k^{n_j}],$$

$$j=0, \dots, m,$$

где $n_j \leq N$ – номер участка, на котором вычисляется терминальная часть функционала; Φ_j^i и F_j – гладкие скалярные функции.

Оптимизационная задача формулируется следующим образом: определить управление $\alpha(\cdot)$ составной динамической системой, при котором функционал $J_0[\alpha(\cdot)]$ достигает минимума $\min_{\alpha(\cdot) \in A} J_0[\alpha(\cdot)]$ при выполнении

условий $J_j[\alpha(\cdot)] = 0 (\leq 0), j=1 \dots m$.

При использовании метода линеаризации непрерывное управление заменяется кусочно-постоянной функцией. После конечномерной аппроксимации задачи управление имеет вид:

$$\alpha(\cdot) \in A \Leftrightarrow \left\{ \begin{array}{l} \alpha(\cdot) = \{\alpha^0, \dots, \alpha^N\}, \\ \alpha^0 = \{q, p^0\}, \\ \alpha^i = \{p^i, u_g^i, \dots, u_{K^i}^i\}, i=1 \dots N, \\ p^i \in P^i, i=0 \dots N, q \in Q, \\ u_g^i \in U_g^i, \forall t \in [t_g^i, t_{g+1}^i], i=1 \dots N \end{array} \right\}.$$

Для дальнейшего изложения понадобятся следующие объекты:

- конус допустимых вариаций управления K_u ;
- конус допустимых вариаций функционалов K_J ;
- конус запрещённых вариаций функционалов K_Z .

Конус допустимых вариаций управления K_u

Это выпуклый конус всех возможных вариаций управления $\delta\alpha(\cdot) \in K_u$ не нарушающих условие $\alpha(\cdot) + \delta\alpha(\cdot) \in A$. Чтобы построить конус K_u , необходимо построить конус допустимых вариаций для каждой компоненты вектора управления $\delta\alpha$, после чего конус K_u есть прямое произведение конусов

$$K_u = \{\delta q \times \delta p^0 \times \delta p^i \times \delta u_1^i \times \dots \times \delta u_g^i \times \dots \times \delta u_{K^i}^i\}, i=1 \dots N.$$

Конус допустимых вариаций функционалов K_J

Конус допустимых вариаций управления $\delta\alpha(\cdot) \in K_u$ порождает в функциональном $m+1$ -мерном пространстве конус допустимых вариаций функционалов $\delta J(\delta\alpha(\cdot)) \in K_J$. Напомним выражение для вариации функционала

$$\delta J_j \approx \prod_j^q \delta q + \sum_{i=0}^{n_j} \prod_j^i \delta p^i + \sum_{i=1}^{n_j} \sum_{g=1}^{K^i} \omega_{j,g}^i \delta u_g^i, \quad (1)$$

$j=0 \dots m.$

Поскольку это выражение линейно по $\delta\alpha(\cdot)$ и K_u – выпуклый конус, то и его образ K_J тоже выпуклый конус (рисунок 1).

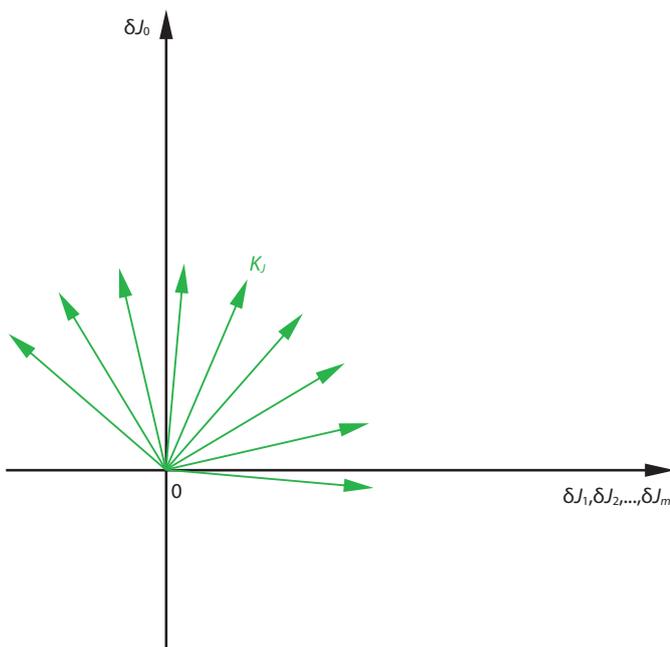


рисунок 1. Конус допустимых вариаций функционалов

Конус запрещённых вариаций функционалов K_Z

Рассмотрим точку $\alpha(\cdot)$, в которой выполнены ограничения задачи

$$J_i=0, i=1 \dots m_1 \text{ и } J_j \leq 0, j=m_1+1 \dots m. \quad (2)$$

Если существует вариация управления $\delta\alpha(\cdot)$ такая, что $\delta J_0 < 0, \delta J_i = 0, \delta J_j \leq 0$, то управление не оптимально и его можно улучшить. Множество таких направлений $\delta J(\delta\alpha(\cdot)) \in K_Z$ образуют выпуклый конус запрещённых вариаций функционалов в $m+1$ -мерном пространстве. Для ограничений типа равенств это направление $(-1, 0, \dots, 0)^T$ (рисунок 2), для ограничений типа неравенств это множество возможных направлений в отрицательном квадранте (рисунок 3).

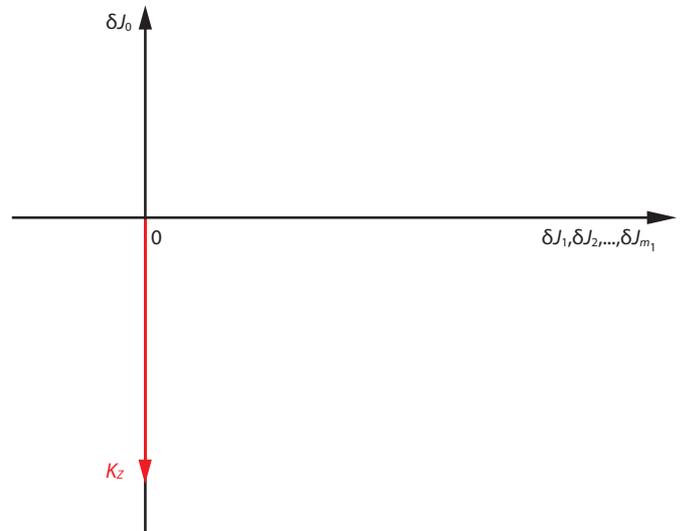


рисунок 2. Конус запрещённых вариаций для ограничений-равенств

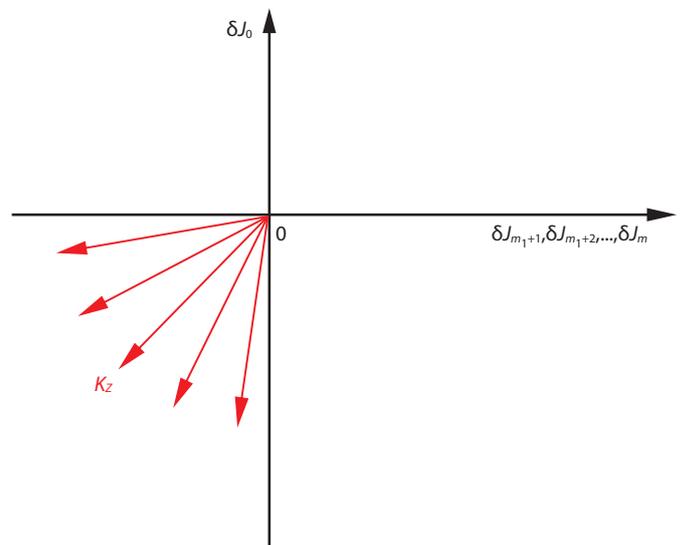


рисунок 3. Конус запрещённых вариаций для ограничений-неравенств

Принцип минимума

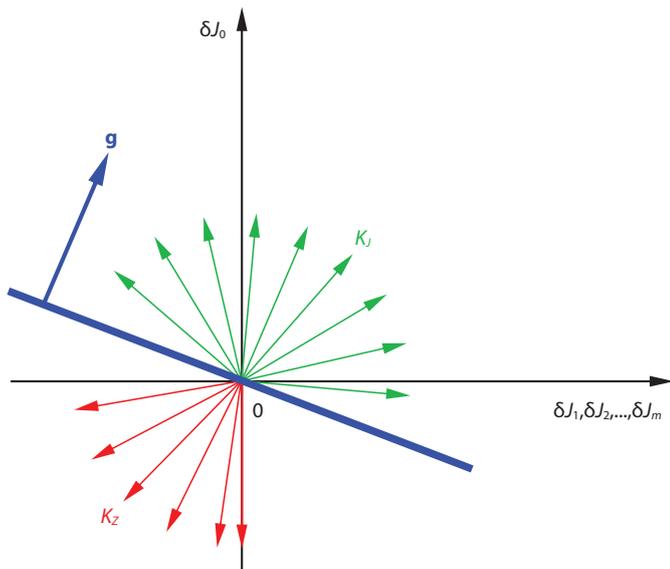
Следуя работе (Федоренко Р.П., 1994), с использованием введённых объектов K_J и K_Z могут быть сформулированы необходимые условия оптимальности (условия минимума) управления. При получении необходимых условий минимума используется следующее свойство выпуклых конусов: если конус выпуклый, то он либо совпадает со всем пространством, либо занимает не более полупространства.

Если управление $\alpha(\cdot)$ оптимально, то конусы K_J и K_Z не должны пересекаться. Тогда каждый из них занимает не более полупространства и их можно разделить гиперплоскостью с нормалью $\mathbf{g}=(1, g_1, \dots, g_m)^T$. В этом случае условие непересечения конусов K_J и K_Z эквивалентно следующим:

$$\mathbf{g}^T \delta \mathbf{J} \geq 0, \forall \delta \mathbf{J} \in K_J, \tag{3}$$

$$\mathbf{g}^T \delta \mathbf{J} \leq 0, \forall \delta \mathbf{J} \in K_Z. \tag{4}$$

Графически условия оптимальности (3), (4) изображены на рисунке 4. Из условия (3) следует условие неотрицательности компонент вектора \mathbf{g} : $g_j \geq 0$.



рисунк 4. Необходимые условия оптимальности

Компоненты вектора \mathbf{g} представляют собой множители Лагранжа. В общем случае они неизвестны и их нахождение является отдельной, достаточно сложной задачей. Однако условие непересечения конусов K_J и K_Z можно проверить численно с некоторой точностью, без нахождения разделяющей гиперплоскости.

Проверка необходимых условий оптимальности

Для проверки условий оптимальности удобна негативная формулировка принципа минимума: если хотя бы одно направление из конуса допустимых

вариаций функционалов K_J принадлежит конусу запрещённых вариаций K_Z , $K_J \cap K_Z \neq \emptyset$, то текущее управление можно улучшить, понизив значение функционала и не нарушив ограничения. В противном случае точка $\alpha(\cdot)$ может быть оптимальной.

Таким образом, для проверки оптимальности текущей точки $\alpha(\cdot)$ нужно построить конус K_J и показать, что он не содержит направлений из конуса K_Z . Для построения конуса K_J необходимо в точке, где выполнены ограничения задачи (2) проварьировать каждую компоненту управления α и вычислить соответствующие вариации функционалов.

Необходимо выбрать характерный размер вариации для каждой компоненты управления, который, с одной стороны, должен быть достаточно малой величиной, чтобы обеспечивать применимость линейной теории, с другой стороны, достаточно большой, чтобы снизить ошибки округления при вычислении на ЭВМ. Также вариация управления не должна приводить к нарушению ограничений задачи (2) и должна учитывать условия $\alpha(\cdot) + \delta \alpha(\cdot) \in \mathbf{A}$, т.е. быть допустимой $\delta \alpha(\cdot) \in K_u$.

Рассмотрим точку $\alpha(\cdot)$, в которой ограничения (1) выполнены с некоторой, заранее заданной точностью $\varepsilon_j > 0$, а именно: для ограничений типа равенств $|J_j| \leq \varepsilon_j, j=1 \dots m_1$ и для ограничений типа неравенств $J_j \leq \varepsilon_j, j=m_1+1 \dots m$.

Если управление не оптимально, то должна существовать такая допустимая вариация управления $\delta \alpha(\cdot) \in K_u$, которая не приводит к нарушению ограничений типа равенств

$$|J_j(\alpha(\cdot) + \delta \alpha(\cdot))| = |J_j + \delta J_j| \leq \varepsilon_j, j=1 \dots m_1, \tag{5}$$

нарушению ограничений типа неравенств

$$J_j(\alpha(\cdot) + \delta \alpha(\cdot)) = J_j + \delta J_j \leq \varepsilon_j, j=m_1+1 \dots m, \tag{6}$$

но приводит к уменьшению значения критерия

$$J_0(\alpha(\cdot) + \delta \alpha(\cdot)) = J_0 + \delta J_0 < J_0(\alpha(\cdot)). \tag{7}$$

Из неравенства (5) следует

$$|J_j + \delta J_j| \leq \varepsilon_j \Leftrightarrow \begin{cases} J_j + \delta J_j \leq \varepsilon_j \\ J_j + \delta J_j \geq -\varepsilon_j \end{cases} \Leftrightarrow \begin{cases} \delta J_j \leq \varepsilon_j - J_j \\ \delta J_j \geq -\varepsilon_j - J_j \end{cases} \tag{8}$$

$$\delta J_j \in [-\varepsilon_j - J_j, \varepsilon_j - J_j], j=1 \dots m_1.$$

Из неравенства (6) следует $J_j + \delta J_j \leq \varepsilon_j \Leftrightarrow \delta J_j \in (-\infty, \varepsilon_j - J_j], j=m_1+1 \dots m$.

Из выражения (7) следует $\delta J_0 \in (-\infty, 0)$.

Дальнейшие выкладки нагляднее провести на примере. Пусть траектория состоит из одного участка. После аппроксимации вектор управления имеет размерность два $\alpha=(u_1, u_2)^T$. На управление наложено ограничение $\alpha(\cdot) \in \mathbf{A} \Leftrightarrow \alpha \in [0, u_{\max}]$ (рисунк 5).

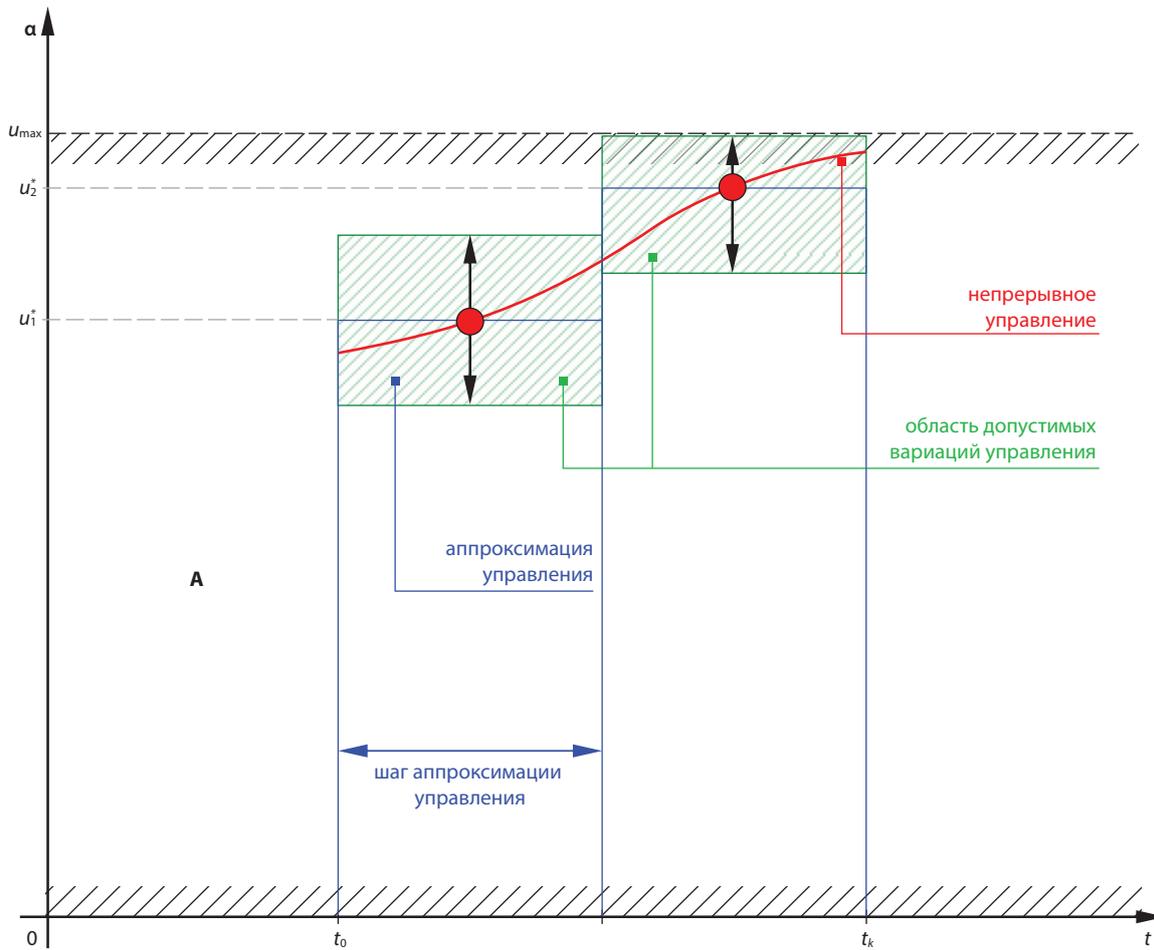


рисунок 5. Управление после аппроксимации

Пусть на траектории определено два функционала: критерий $J_0(\alpha)$ и ограничение типа равенства $J_1(\alpha)=0$. Построим конус допустимых вариаций управления K_u . Напомним, что в общем случае он задается выпуклой оболочкой векторов

$$\delta u_g^i = \sum_{k=1}^{z_u^i} w_{g,k}^i \xi_{g,k}^i, \quad g=1 \dots K^i, \quad i=1 \dots N.$$

Причём на коэффициенты $w_{g,k}^i$ накладываются ограничения, обеспечивающие условия линеаризации и невыход за пределы множества управлений $S w_{g,k}^{i,-} \leq w_{g,k}^i \leq S w_{g,k}^{i,+}$.

В нашем примере участок траектории один, поэтому $N=1$ и можно убрать верхний индекс. Размерность векторов δu_g и $\xi_{g,k}$ равна единице, т.к. на каждом интервале аппроксимации управление одномерно. Также для простоты примем текущий шаг метода $S=1$.

Рассмотрим пространство управлений и в нём точку $(u_1^*, u_2^*)^T$ (рисунок 6).

Обозначим через d размер области допустимых вариаций управления. Тогда конус допустимых вариаций управления K_u будет иметь вид

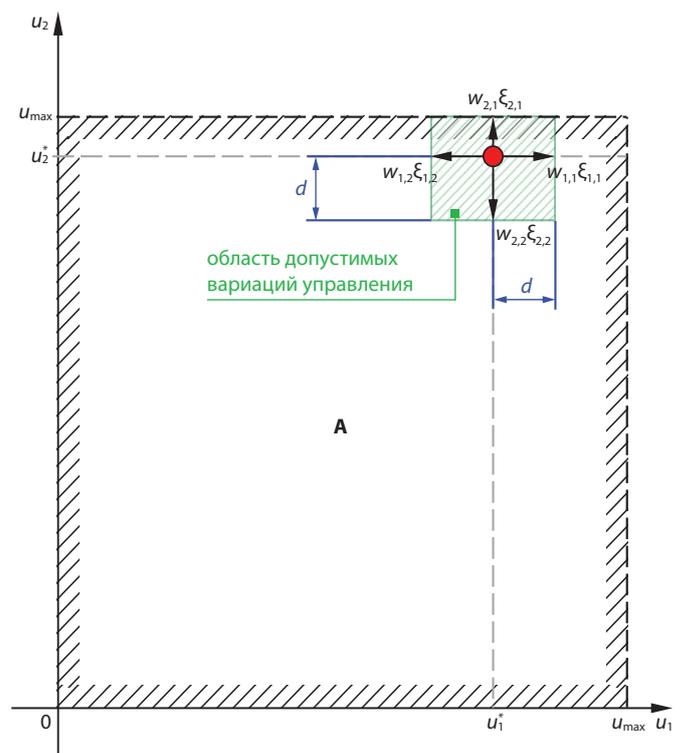


рисунок 6. Пространство управлений

$$K_u = \delta u_1 \times \delta u_2,$$

$$\delta u_1 = w_{1,1} \xi_{1,1} + w_{1,2} \xi_{1,2},$$

$$\delta u_2 = w_{2,1} \xi_{2,1} + w_{2,2} \xi_{2,2},$$

где

$$0 \leq w_{1,1} \leq d, \xi_{1,1} = (1),$$

$$0 \leq w_{1,1} \leq d, \xi_{1,1} = (1),$$

$$0 \leq w_{2,1} \leq (u_{\max} - u_2^*), \xi_{2,1} = (1), \quad (9)$$

$$0 \leq w_{2,2} \leq d, \xi_{2,2} = (-1).$$

Раскрывая прямое произведение и используя (9), конус допустимых вариаций управления K_u можно записать в виде

$$K_u = \begin{pmatrix} \delta u_1 \\ \delta u_2 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} w_{1,1} - w_{1,2} \\ w_{2,1} - w_{2,2} \end{pmatrix}. \quad (10)$$

Теперь построим конус допустимых вариаций функционалов K_J . Пусть система уравнений, описывающая движение на участке проинтегрирована «вперёд», сопряжённая система для каждого функционала проинтегрирована «назад» и вычислены функциональные производные

$$\frac{\partial J_0}{\partial u_1} = w_{0,1}, \quad \frac{\partial J_0}{\partial u_2} = w_{0,2}, \quad \frac{\partial J_1}{\partial u_1} = w_{1,1}, \quad \frac{\partial J_1}{\partial u_2} = w_{1,2}.$$

Тогда в соответствии с выражением (1) выражения для вариации функционалов примут вид

$$\delta J_0(\delta \alpha) \approx w_{0,1} \delta u_1 + w_{0,2} \delta u_2,$$

$$\delta J_1(\delta \alpha) \approx w_{1,1} \delta u_1 + w_{1,2} \delta u_2.$$

Подставляя (10), получаем

$$\delta J_0 \approx w_{0,1} (w_{1,1} - w_{1,2}) + w_{0,2} (w_{2,1} - w_{2,2}),$$

$$\delta J_1 \approx w_{1,1} (w_{1,1} - w_{1,2}) + w_{1,2} (w_{2,1} - w_{2,2}).$$

Таким образом, конус допустимых вариаций функционалов K_J примет вид

$$K_J = \begin{pmatrix} w_{0,1}(w_{1,1} - w_{1,2}) + w_{0,2}(w_{2,1} - w_{2,2}) \\ w_{1,1}(w_{1,1} - w_{1,2}) + w_{1,2}(w_{2,1} - w_{2,2}) \end{pmatrix}.$$

Ограничения (9) обеспечивают условия линеаризации и невыход за пределы множества управлений. Однако вариации управления должны также обеспечивать выполнение ограничений задачи, в нашем примере $J_1(\alpha) = 0$ или с учётом (8)

$$\delta J_1 \in [-\varepsilon_1 - J_1, \varepsilon_1 - J_1].$$

Подставляя выражение для δJ_1 получаем

$$\begin{cases} w_{1,1}(w_{1,1} - w_{1,2}) + w_{1,2}(w_{2,1} - w_{2,2}) \leq \varepsilon_1 - J_1 \\ w_{1,1}(w_{1,1} - w_{1,2}) + w_{1,2}(w_{2,1} - w_{2,2}) \geq -\varepsilon_1 - J_1 \end{cases}. \quad (11)$$

Неравенства (11) обеспечивают невыход за ограничения задачи, неравенства (9) обеспечивают невыход за ограничения по управлению.

Поскольку значения $w_{1,1}$, $w_{1,2}$ обеспечивают движение в противоположных направлениях, заменим их одной переменной, расширив диапазон её значений в отрицательную область. То же самое сделаем и для переменных $w_{1,1}$, $w_{1,2}$. Перепишем (11) и (9) в эквивалентном виде

$$\begin{cases} \omega_{1,1} w_1 + \omega_{1,2} w_2 \leq \varepsilon_1 - J_1 \\ \omega_{1,1} w_1 + \omega_{1,2} w_2 \geq -\varepsilon_1 - J_1 \end{cases}, \quad (12)$$

$$\begin{cases} -d \leq w_1 \leq d \\ -d \leq w_2 \leq (u_{\max} - u_2^*) \end{cases}. \quad (13)$$

Из неравенств (12) получим оценки для вариаций w_1 и w_2 , обеспечивающие невыход за ограничения задачи. Поскольку компоненты управления независимы и при построении конуса допустимых вариаций управления мы варьируем каждую компоненту последовательно, рассмотрим две системы неравенств (при $w_2 = 0$ и $w_1 = 0$)

$$\begin{cases} \omega_{1,1} w_1 \leq \varepsilon_1 - J_1 \\ \omega_{1,1} w_1 \geq -\varepsilon_1 - J_1 \end{cases},$$

$$\begin{cases} \omega_{1,2} w_2 \leq \varepsilon_1 - J_1 \\ \omega_{1,2} w_2 \geq -\varepsilon_1 - J_1 \end{cases}.$$

Откуда

$$\frac{-\varepsilon_1 - J_1}{\omega_{1,1}} \leq w_1 \leq \frac{\varepsilon_1 - J_1}{\omega_{1,1}}, \quad \forall \omega_{1,1} > 0,$$

$$\frac{\varepsilon_1 - J_1}{\omega_{1,1}} \leq w_1 \leq \frac{-\varepsilon_1 - J_1}{\omega_{1,1}}, \quad \forall \omega_{1,1} < 0,$$

$$\frac{-\varepsilon_1 - J_1}{\omega_{1,2}} \leq w_2 \leq \frac{\varepsilon_1 - J_1}{\omega_{1,2}}, \quad \forall \omega_{1,2} > 0,$$

$$\frac{\varepsilon_1 - J_1}{\omega_{1,2}} \leq w_2 \leq \frac{-\varepsilon_1 - J_1}{\omega_{1,2}}, \quad \forall \omega_{1,2} < 0. \quad (14)$$

Объединив неравенства (13) и (14), получим

$$\max \left(\frac{-\varepsilon_1 - J_1}{\omega_{1,1}}, -d \right) \leq w_1 \leq \min \left(\frac{\varepsilon_1 - J_1}{\omega_{1,1}}, d \right), \quad \forall \omega_{1,1} > 0,$$

$$\max \left(\frac{\varepsilon_1 - J_1}{\omega_{1,1}}, -d \right) \leq w_1 \leq \min \left(\frac{-\varepsilon_1 - J_1}{\omega_{1,1}}, d \right), \quad \forall \omega_{1,1} < 0, \quad (15)$$

$$\max \left(\frac{-\varepsilon_1 - J_1}{\omega_{1,2}}, -d \right) \leq w_2 \leq \min \left(\frac{\varepsilon_1 - J_1}{\omega_{1,2}}, u_{\max} - u_2^* \right),$$

$$\forall \omega_{1,2} > 0,$$

$$\max\left(\frac{\varepsilon_1 - J_1}{\omega_{1,2}}, -d\right) \leq w_2 \leq \min\left(\frac{-\varepsilon_1 - J_1}{\omega_{1,2}}, u_{\max} - u_2^*\right),$$

$$\forall \omega_{1,2} < 0.$$

Неравенства (15) обеспечивают невыход как за ограничения по управлению, так и за ограничения задачи. Полученный результат теперь можно обобщить для произвольного количества интервалов аппроксимации управления, которых в общей постановке K^i . Т.к. вектор управления \mathbf{u}_g^i на каждом интервале аппроксимации в общем случае может иметь размерность больше единицы, то необходимо добавить дополнительный индекс к соответствующим переменным. Также параметр d , который в нашем примере определяет размер области допустимых вариаций управления в общем случае может задаваться различным для каждого участка и интервала аппроксимации и к нему необходимо добавить соответствующие индексы – $d_{g,k}^i$.

Таким образом, для ограничений типа равенства вариация произвольной компоненты управления ограничена следующими неравенствами

$$\max\left(\frac{-\varepsilon_j - J_j}{\omega_{j,g,k}^i}, w_{g,k}^{i,-}\right) \leq w_{g,k}^i \leq \min\left(\frac{\varepsilon_j - J_j}{\omega_{j,g,k}^i}, w_{g,k}^{i,+}\right),$$

$$\forall \omega_{j,g,k}^i > 0,$$
(16)

$$\max\left(\frac{\varepsilon_j - J_j}{\omega_{j,g,k}^i}, w_{g,k}^{i,-}\right) \leq w_{g,k}^i \leq \min\left(\frac{-\varepsilon_j - J_j}{\omega_{j,g,k}^i}, w_{g,k}^{i,+}\right),$$

$$\forall \omega_{j,g,k}^i < 0,$$

где

$$w_{g,k}^{i,-} = \max(-d_{g,k}^i, u_{g,k,\min}^i - u_{g,k}^i),$$

$$w_{g,k}^{i,+} = \min(d_{g,k}^i, u_{g,k,\max}^i - u_{g,k}^i).$$
(17)

Если управление не ограничено, то

$$w_{g,k}^{i,-} = -d_{g,k}^i,$$

$$w_{g,k}^{i,+} = d_{g,k}^i.$$

Напомним здесь смысл всех индексов. Верхний индекс $i=1 \dots N$ – индекс участка составной динамической системы для параметров, влияющих на начальные условия траектории составной динамической системы $i=0$. Нижний индекс j – индекс функционала, для критерия $j=0$, для ограничений типа равенств $j=1 \dots m_1$, для ограничений-неравенств – $j=m_1+1 \dots m$. Нижний индекс $g=1 \dots K^i$ – индекс интервала аппроксимации непрерывного управления на i -м участке составной динамической системы. Нижний индекс $k=1 \dots z_u^i$ – индекс векторов, совокупность которых

образует конус допустимых вариаций управления K_u , в нашем случае количество таких векторов совпадает с размерностью вектора \mathbf{u}_g^i и поэтому k – ещё и индекс компоненты вектора управления.

Проведя аналогичные выкладки, можно показать, что для ограничений типа неравенств вариация произвольной компоненты управления будет ограничена следующими соотношениями:

$$w_{g,k}^i \leq \min\left(\frac{\varepsilon_j - J_j}{\omega_{j,g,k}^i}, w_{g,k}^{i,+}\right), \forall \omega_{j,g,k}^i > 0,$$
(18)

$$w_{g,k}^i \geq \max\left(\frac{\varepsilon_j - J_j}{\omega_{j,g,k}^i}, w_{g,k}^{i,-}\right), \forall \omega_{j,g,k}^i < 0,$$

$$j = m_1 + 1 \dots m.$$

Аналогичные соотношения можно получить и для вариаций параметров \mathbf{p}^i и \mathbf{q} :

$$\max\left(\frac{-\varepsilon_j - J_j}{\Pi_{j,k}^i}, h_k^{i,-}\right) \leq h_k^i \leq \min\left(\frac{\varepsilon_j - J_j}{\Pi_{j,k}^i}, h_k^{i,+}\right), \forall \Pi_{j,k}^i > 0,$$

$$\max\left(\frac{\varepsilon_j - J_j}{\Pi_{j,k}^i}, h_k^{i,-}\right) \leq h_k^i \leq \min\left(\frac{-\varepsilon_j - J_j}{\Pi_{j,k}^i}, h_k^{i,+}\right), \forall \Pi_{j,k}^i < 0,$$

$$j = 1 \dots m_1,$$

$$h_k^i \leq \min\left(\frac{\varepsilon_j - J_j}{\Pi_{j,k}^i}, h_k^{i,+}\right), \forall \Pi_{j,k}^i > 0,$$

$$h_k^i \geq \max\left(\frac{\varepsilon_j - J_j}{\Pi_{j,k}^i}, h_k^{i,-}\right), \forall \Pi_{j,k}^i < 0,$$

$$j = m_1 + 1 \dots m,$$

$$h_k^{i,-} = \max(-d_k^i, p_{k,\min}^i - p_k^i),$$

$$h_k^{i,+} = \min(d_k^i, p_{k,\max}^i - p_k^i).$$

Если управление не ограничено, то

$$h_k^{i,-} = -d_k^i,$$

$$h_k^{i,+} = d_k^i.$$

$$\max\left(\frac{-\varepsilon_j - J_j}{\Pi_{j,k}^q}, h_k^{q,-}\right) \leq h_k^q \leq \min\left(\frac{\varepsilon_j - J_j}{\Pi_{j,k}^q}, h_k^{q,+}\right), \forall \Pi_{j,k}^q > 0,$$

$$\max\left(\frac{\varepsilon_j - J_j}{\Pi_{j,k}^q}, h_k^{q,-}\right) \leq h_k^q \leq \min\left(\frac{-\varepsilon_j - J_j}{\Pi_{j,k}^q}, h_k^{q,+}\right), \forall \Pi_{j,k}^q < 0,$$

$$j = 1 \dots m_1,$$

$$h_k^q \leq \min \left(\frac{\varepsilon_j - J_j}{\Pi_{j,k}^q}, h_k^{q,+} \right), \forall \Pi_{j,k}^q > 0, \quad (20)$$

$$h_k^q \geq \max \left(\frac{\varepsilon_j - J_j}{\Pi_{j,k}^q}, h_k^{q,-} \right), \forall \Pi_{j,k}^q < 0,$$

$$j = m_1 + 1 \dots m,$$

$$h_k^{q,-} = \max(-d_k^q, q_{k,\min} - q_k),$$

$$h_k^{q,+} = \min(d_k^q, q_{k,\max} - q_k).$$

Если управление не ограничено, то

$$h_k^{q,-} = -d_k^q,$$

$$h_k^{q,+} = d_k^q.$$

Алгоритм проверки необходимых условий оптимальности

Сформулируем процедуру проверки условий оптимальности в виде алгоритма. Рассмотрим i -й участок составной динамической системы, g -й интервал аппроксимации непрерывного управления и k -ю компоненту вектора управления. Пусть из физического смысла задачи для данной компоненты вектора управления задан размер области допустимых вариаций $d_{g,k}^i$, обеспечивающий применимость линейной теории (условия линеаризации). Напомним, что параметр $d_{g,k}^i$ можно определить приближенно, воспользовавшись алгоритмом, изложенным в работе (Казмерчук П.В. Метод линеаризации... Детали реализации., 2016). Проверка условий оптимальности проводится в точке $\mathbf{a}(\cdot)$, где выполнены ограничения задачи (2). Пусть задана малая положительная величина ε_0 – точность выполнения необходимых условий оптимальности.

1. Составная динамическая система интегрируется «вперёд» с управлением \mathbf{a} и вычисляются значения функционалов, заданных на траектории.

2. Для каждого функционала строится и интегрируется «назад» составная системы и вычисляются функциональные производные по управлению $\omega_{j,g,k}^i$, $\Pi_{j,k}^i$, как описано в (Казмерчук П.В., 2015).

3. Для каждой компоненты управления $u_{g,k}^i$ по формулам (16)–(18) определяется допустимая минимальная и максимальная вариации $w_{g,k,\min}^i$, $w_{g,k,\max}^i$, ненарушающие ограничения на управление и ограничения задачи (вариации параметров \mathbf{p}^i и \mathbf{q} по формулам (19), (20) соответственно).

4. Вычисляется минимальная и максимальная вариации критерия, вызванные минимальной и максимальной вариациями управления $\delta J_{0,g,k,\min}^i = \omega_{j,g,k}^i w_{g,k,\min}^i$, $\delta J_{0,g,k,\max}^i = \omega_{j,g,k}^i w_{g,k,\max}^i$.

5. Если минимальная и максимальная вариации критерия неотрицательны $\delta J_{0,g,k,\min}^i \geq 0 \wedge \delta J_{0,g,k,\max}^i \geq 0$, то управление $u_{g,k}^i$ оптимально.

6. Если минимальная или максимальная вариации критерия отрицательна и больше по модулю точности выполнения необходимых условий оптимальности $(\delta J_{0,g,k,\min}^i < 0 \wedge |\delta J_{0,g,k,\min}^i| > \varepsilon_0) \vee (\delta J_{0,g,k,\max}^i < 0 \wedge |\delta J_{0,g,k,\max}^i| > \varepsilon_0)$, то управление $u_{g,k}^i$ не оптимально.

7. Если минимальная или максимальная вариация критерия отрицательна, но меньше по модулю точности выполнения необходимых условий, то управление $u_{g,k}^i$ оптимально с точностью ε_0 .

8. Шаги 3–7 необходимо повторить для каждой компоненты вектора управления \mathbf{a} .

9. Если условие п. 6 алгоритма выполнено хотя бы для одной компоненты вектора управления \mathbf{a} , то управление в целом не оптимально, в противном случае управление \mathbf{a} оптимально с точностью ε_0 .

ВЫВОДЫ

В первой части работы получены необходимые соотношения и сформулирован алгоритм проверки необходимых условий оптимальности. Во второй части будут рассмотрены численные примеры оптимизации и проверки необходимых условий оптимальности с использованием разработанного алгоритма.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

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. Метод линеаризации в задачах оптимизации траекторий космического аппарата с малой тягой. Решение тестовых задач. // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2017. № 4. С. 47-52.

Лазарев Ю.Н. Управление траекториями аэрокосмических аппаратов. Самара: Самарский НЦ РАН, 2007. 274 с.

Понтрягин Л.С. и др. Математическая теория оптимальных процессов. 4-е изд. М.: Наука, 1983. 392 с.

Федоренко Р.П. Введение в вычислительную физику. М.: Изд-во Московского физико-технического института, 1994. 528 с.

Федоренко Р.П. Приближенное решение задач оптимального управления. М.: Наука, 1978. 488 с.

Статья поступила в редакцию 19.03.2025

Статья после доработки 23.04.2025

Статья принята к публикации 23.04.2025

РАСЧЁТ ПОГЛОЩЁННЫХ ДОЗ ПО ДАННЫМ О ПОТОКАХ ЗАРЯЖЕННЫХ ЧАСТИЦ СО СПЕКТРОМЕТРОВ НА БОРТУ КА, СОВЕРШАЮЩЕГО ПОЛЁТ НА ГЕОСТАЦИОНАРНОЙ ОРБИТЕ, И ВЕРИФИКАЦИЯ МЕТОДИКИ ПРОГНОЗИРОВАНИЯ РАДИАЦИОННЫХ УСЛОВИЙ

Н.М. Хамидуллина¹,
кандидат физико-
математических наук,
KHamidullinaNM@
laspace.ru;
N.M. Khamidullina

Е.В. Власенков¹,
кандидат
технических наук,
VlasenkovEV@
laspace.ru;
E.V. Vlasenkov

В.И. Оседло²,
кандидат физико-
математических наук,
osedlo@mail.ru;
V.I. Osedlo

И.А. Рубинштейн²,
кандидат
технических наук,
iarubinst@mail.ru;
I.A. Rubinstein

Анализ работоспособности бортовой аппаратуры (БА) при воздействии ионизирующих излучений космического пространства (ИИ КП) невозможен без корректного прогнозирования радиационных условий полёта космических аппаратов (КА) и радиационных эффектов в БА. Кроме того, исследование нештатных ситуаций в период полёта по возможной причине дозового эффекта желательно проводить на основании экспериментально полученных показаний дозиметров. При их отсутствии возникает актуальная задача – определение дозовых нагрузок на бортовые устройства и аппаратуру. Настоящая статья содержит результаты расчёта поглощённых доз по данным о потоках электронов радиационных поясов Земли (РПЗ), измеренных детекторами спектрометров на КА, совершающего полёт по геостационарной орбите. В более ранней работе авторов статьи (Хамидуллина Н.М. и др., 2023) была решена аналогичная задача для КА,

ABSORBED DOSES CALCULATION BASED ON DATA ABOUT CHARGED PARTICLE FLUXES FROM THE SPECTROMETERS ONBOARD THE S/C FLYING IN A GEOSTATIONARY ORBIT AND VERIFICATION OF THE SPACE ENVIRONMENT FORECAST METHOD

И.В. Зефирова¹,
кандидат
технических наук,
ZefirovIV@laspace.ru;
I.V. Zefirov

В.И. Тулупов²,
кандидат физико-
математических наук,
ikt0840@mail.ru;
V.I. Tulupov

В.И. Денисова³,
denisova@ipg.geospace.ru;
V.I. Denisova

The performance analysis of on-board equipment exposed to space ionizing radiation is impossible without correct prediction of radiation conditions of spacecraft (SC) flight and radiation effects in equipment. In addition, it is desirable to study emergency situations during the flight due to a possible dose effect based on experimentally obtained dosimeter readings. In their absence, an urgent task arises – determining the dose loads on on-board devices and equipment. This article contains the results of calculating absorbed doses based on data of the Earth's radiation belts (ERB) electron fluxes, measured by spectrometer detectors on the SC flying in a geostationary orbit. In an earlier work by the authors of the article (Khamidullina N.M. et al., 2023), a similar problem was solved for a SC flying in an elongated elliptical orbit

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

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

² НИИ ядерной физики имени Д.В. Скобельцына, МГУ им. М.В. Ломоносова (НИИЯФ МГУ), Россия, г. Москва.

Skobeltsyn Institute of Nuclear Physics, Lomonosov Moscow State University (MSU SINP), Russia, Moscow.

³ ФГБУ «Институт прикладной геофизики», Россия, г. Москва.

Federal State Budgetary Institution «Institute of Applied Geophysics», Russia, Moscow.

РАСЧЁТ ПОГЛОЩЁННЫХ ДОЗ ПО ДАННЫМ О ПОТОКАХ ЗАРЯЖЕННЫХ ЧАСТИЦ СО СПЕКТРОМЕТРОВ НА БОРТУ КА, СОВЕРШАЮЩЕГО ПОЛЁТ НА ГЕОСТАЦИОНАРНОЙ ОРБИТЕ, И ВЕРИФИКАЦИЯ МЕТОДИКИ ПРОГНОЗИРОВАНИЯ РАДИАЦИОННЫХ УСЛОВИЙ

летающего на вытянутой эллиптической орбите типа «Молния». Была разработана методика расчёта и показана хорошая сходимость экспериментальных и прогностических модельных данных по поглощённым дозам, что, в свою очередь, привело к необходимости верифицировать методику для другой орбиты (тем самым, для других радиационных условий) и другой длительности полёта КА с целью исключения случайных совпадений.

Ключевые слова:

поглощённая доза; спектрометр;
спектры потоков электронов;
детекторы приборов;
орбита; космический аппарат.

DOI: 10.26162/LS.2025.20.45.006

1. Расположение бортовых приборов-спектрометров

Геостационарная орбита (ГСО), для которой высота круговой орбиты составляет около 36000 км, наклонение 0 град, является широко используемой для различных гидрометеорологических исследований и важной для решения задач оперативной метеорологии, гидрологии, агрометеорологии, мониторинга климата и окружающей среды, а также анализа и прогноза состояния околоземного космического пространства и гелиогеофизической обстановки (Ширшаков А.Е. и др., 2022; Назаров А.Е., 2023).

На борту рассматриваемого КА установлены два спектрометра, измеряющих потоки заряженных частиц различной энергии: приборы СКИФ-6 и СКЛ-Э (везде далее СКИФ и СКЛ) разработки НИИЯФ МГУ им. М.В. Ломоносова.

Для верификации прогнозируемых расчётных значений дозовых нагрузок на бортовую аппаратуру в работе авторов статьи (Хамидуллина Н.М. и др., 2023) для КА, совершающего полет на вытянутой эллиптической орбите типа «Молния», была разработана методика расчёта поглощённых доз по данным о потоках заряженных частиц космического пространства, измеренных детекторами бортовых спектрометров и показана хорошая сходимость экспериментальных и прогностических модельных данных по поглощённым дозам. Это, в свою очередь, привело к необходимости проверить методику для другой орбиты и другой длительности полёта КА; в данном случае для КА, совершающего полёт на ГСО. Для выполнения этой задачи специалистами ФГБУ «ИПГ» были предоставлены данные о среднесуточных плотностях потоков заряженных частиц (электронов и протонов) космического пространства (КП)

of the Molniya type. A calculation method was developed and good convergence of experimental and predictive model data on absorbed doses was demonstrated, which, in turn, led to the need to test the method for another orbit (thereby, for other radiation conditions) and another spacecraft flight duration in order to exclude random coincidences.

Key words:

absorbed dose; spectrometer;
spectra of electron fluxes;
instrument detectors;
orbit; spacecraft.

с полупроводниковых кремниевых датчиков прибора СКИФ и полупроводниковых (Si) и сцинтилляционных (CsI) датчиков прибора СКЛ за 8 лет 3 месяца полёта (с 25.01.2016 по 17.04.2024).

Следует заметить, что ГСО и высокоэллиптическая орбита (ВЭО) типа «Молния» существенно отличаются друг от друга по радиационным условиям, прежде всего отсутствием протонов высоких энергий РПЗ на геостационарной орбите и, наоборот, максимальными потоками высокоэнергетических протонов при прохождении КА на ВЭО через области перигея (высоты от 600 км до 3000 км). Этот факт, а также достаточно большая неопределённость модельного прогноза протонного вклада в дозу в условиях «спокойного» Солнца на ГСО привели к тому, что в данной работе проведён анализ только для электронов РПЗ.

Расположение приборов СКЛ и СКИФ на КА показано на рисунке 1.

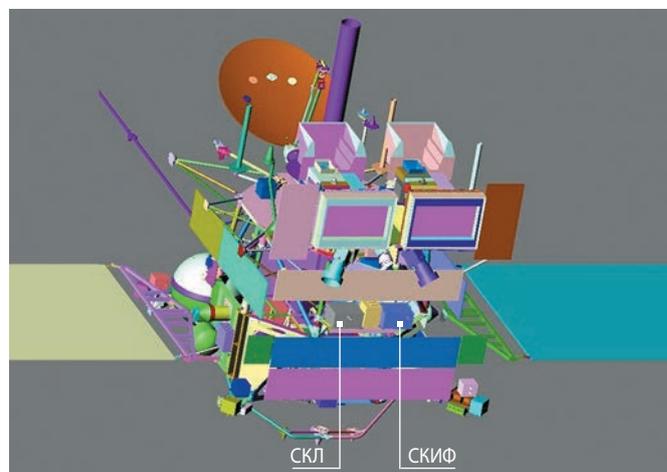


рисунок 1. Расположение приборов СКЛ и СКИФ на КА (3d-модель)

2. Методика расчёта поглощённых доз

Расчёт поглощённых доз от излучений космического пространства (КП) производится по известной формуле с учётом модели взаимодействия электронов и протонов с веществом, приведённой в (*Модель космоса*, 1983):

$$D_{e,p} = k \int f_{e,p}(E) \left(-\frac{dE}{dx} \right)_{e,p} dE, \quad (1)$$

где $f_{e,p}(E)$ – дифференциальный энергетический спектр потока электронов или протонов, соответственно ($\text{см}^{-2} \cdot \text{МэВ}^{-1}$);

$\left(-\frac{dE}{dx} \right)_{e,p}$ – удельные потери энергии (линейная передача энергии, ЛПЭ) электронов или протонов, соответственно ($\text{МэВ}/(\text{г} \cdot \text{см}^2)$);

k – коэффициент перевода в единицу измерения поглощённой дозы – рад, $k = 1,60 \cdot 10^{-8} \text{ рад}/(\text{МэВ} \cdot \text{г}^{-1})$.

В формуле (1) использованы следующие диапазоны интегрирования:

- для прибора СКИФ $0,12 \text{ МэВ} \leq E \leq 2,5 \text{ МэВ}$;
- для прибора СКЛ $0,15 \text{ МэВ} \leq E \leq 15,0 \text{ МэВ}$.

Проведённые нами расчёты показали, что для прибора СКЛ вклад в дозу в диапазоне энергий от 2,5 до 15 МэВ составляет $1,53 \cdot 10^4$ рад, что соответствует примерно 0,05% от общей дозы ($3,6 \cdot 10^7$ рад), поэтому такое различие в диапазонах интегрирования не является существенным.

На основании представленных ФГБУ «ИПГ» данных о среднесуточных плотностях потоков электронов были получены значения потоков за 8 лет 3 месяца полёта КА (таблица 1), а затем дифференциальные энергетические спектры потоков электронов с точностью, определяемой шириной диапазона энергий каждого энергетического канала, т.к. средний дифференциальный поток электронов в каждом диапазоне определяется делением экспериментального значения потока частиц на ширину соответствующего диапазона (рисунок 2).

Дифференциальные спектры потока электронов (за 8 лет 3 месяца полёта) представлены на рисунке 2.

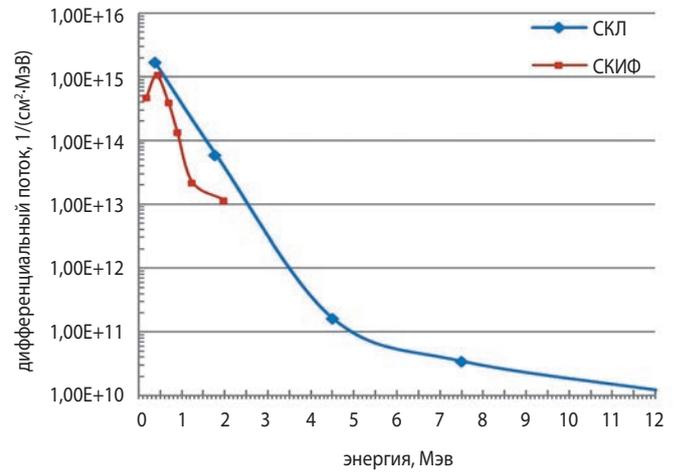


рисунок 2. Энергетические дифференциальные спектры потоков электронов, полученные по данным с приборов СКИФ и СКЛ за 8 лет 3 месяца полёта КА на ГСО

Как следует из формулы (1), важнейшей составляющей методики является определение функции удельных потерь энергии, или ЛПЭ, для каждого из видов излучений – электронов и протонов.

Наиболее точными формулами для электронов является формула Бете – Мёллера (*Модель космоса*, 1983). Однако для инженерных расчётов часто используются и более простые двухпараметрические формулы (*Модель космоса*, 1983) зависимости длины пробега (R) от энергии частицы, а именно $R = \delta E^n$, и соответственно для удельных потерь энергии электронов:

$$\left(-\frac{dE}{dx} \right)_e = B E^{-\beta}, \quad (2)$$

где $B = 1/n\delta$, $\beta = n - 1$, причём $n = 1,32$ для всех материалов, величины δ слабо меняются при изменении вещества детектора (лежат в диапазоне от 0,36 для углерода до 0,64 для свинца).

В работе (*Хамидуллина Н.М. и др., 2023*) было показано хорошее совпадение экспериментальных

таблица 1 – Потоки электронов с детекторов приборов СКЛ и СКИФ

прибор СКЛ			прибор СКИФ		
№ ¹	диапазоны энергий каналов, МэВ	поток в телесном угле 4π стерадиан (1/см ²) за 8 лет 3 месяца	№ ¹	диапазоны энергий каналов, МэВ	поток в телесном угле 4π стерадиан (1/см ²) за 8 лет 3 месяца
ds1	0,15–0,6	7,79E+14 ²	ppd1	0,12–0,25	6,06E+13
ds2	0,6–3,0	1,43E+14	ppd2	0,25–0,6	3,65E+14
ds3	3,0–6,0	8,41E+11	ppd4	0,6–0,8	7,63E+13
ds4	6,0–9,0	1,05E+11	ppd5	0,8–1,0	2,70E+13
ds5	8,0–15,0	7,75E+10	ppd6	1,0–1,5	1,10E+13
			ppd7	1,5–2,5	1,15E+13

Примечания
¹ Принятая нумерация и обозначение энергетических каналов для приборов.
² Число 7,79E+14 читать как $7,79 \cdot 10^{14}$.

РАСЧЁТ ПОГЛОЩЁННЫХ ДОЗ ПО ДАННЫМ О ПОТОКАХ ЗАРЯЖЕННЫХ ЧАСТИЦ СО СПЕКТРОМЕТРОВ НА БОРТУ КА, СОВЕРШАЮЩЕГО ПОЛЁТ НА ГЕОСТАЦИОНАРНОЙ ОРБИТЕ, И ВЕРИФИКАЦИЯ МЕТОДИКИ ПРОГНОЗИРОВАНИЯ РАДИАЦИОННЫХ УСЛОВИЙ

и модельных данных при использовании формулы (2), поэтому в данной работе мы также воспользуемся этим подходом.

Используя данные для значений коэффициентов n и δ для различных материалов и соотношение Брегга-Клаймана, позволяющее перейти от данных по алюминию к кремнию, из издания (*Модель космоса*, 1983), окончательно получаем для кремния:

$$\left(-\frac{dE}{dx}\right)_e = 1,9E^{-0,32}. \quad (3)$$

Подставляя в формулу (1) полученные по экспериментальным данным потоков с приборов СКИФ и СКЛ дифференциальные спектры электронов (рисунок 2), а также формулу (3), рассчитываем значения поглощённых доз за время полёта; результаты представлены далее в таблицах 4 и 5 раздела 4.

3. Исходные данные для прогностических расчётов с использованием модельных данных

Для анализа радиационной стойкости бортовых устройств и аппаратуры в 2016 году был сделан прогноз исходных данных (ИД) по радиационным условиям полёта КА, а именно, рассчитаны значения поглощённых доз (в Si) от ИИ КП в зависимости от толщины сферической защиты за десять лет срока активного существования (САС) КА на ГСО (таблица 2), разработанные в соответствии с ОСТ 134-1044-2007-изм. 1 с применением программного комплекса (ПК) COSRAD (*Кузнецов Н.В. и др.*, 2011).

На основании таблицы 2 была создана таблица 3 для электронов РПЗ при длительности полёта КА на ГСО в 8 лет 3 месяца для сравнения с экспериментальными данными.

таблица 3 – Поглощённые дозы (в Si) от электронов РПЗ за сферическими защитными экранами за 8 лет 3 месяца полёта КА на ГСО, рад

№	толщина защиты (Al), г/см ²	электроны РПЗ
1	1,00E-02	1,75E+08
2	3,16E-02	9,57E+07
3	1,00E-01	2,70E+07
4	3,16E-01	2,67E+06
5	1,00E+00	6,50E+04
6	3,00E+00	2,59E+03
7	1,00E+01	1,11E+03
8	3,16E+01	2,54E+02
9	1,00E+02	2,90E+01

На основании исходных данных из таблицы 3 были рассчитаны локальные поглощённые дозы (ЛПД) от электронов в местах расположения детекторов СКЛ и СКИФ с применением 3d-модели КА и разработанного в АО «НПО Лавочкина» ПК LocalDose&SEEv.2 (*Пичхадзе К.М., Хамидуллина Н.М., Зефиоров И.В.*, 2006; *Зефиоров И.В.*, 2009; *Хамидуллина Н.М., Артемов М.Е., Зефиоров И.В.*, 2014; *Власенков Е.В.*, 2022), а затем проведено сравнение экспериментальных значений поглощённых доз (полученных по данным со спектрометров) и модельных (прогноз с применением 3d-модели, ПК и ИД).

Расчёт ЛПД с применением 3d-модели КА и приборов СКИФ и СКЛ проводился для локаций, показанных на рисунке 3.

Кроме того, проведено сравнение доз, полученных с применением измеренных потоков детекторами СКИФ и СКЛ, и доз, полученных с использованием таблицы 3 в «простейшей» геометрии – полусферы с учётом экранировки приборов (за исключением детекторов) в направлении открытого космоса только ЭВТИ (массовая толщина 0,1 г/см²).

таблица 2 – Поглощённые дозы (в Si) за сферическими защитными экранами (геометрия – сфера) за 10 лет срока активного существования (САС) КА на ГСО, рад

толщина защиты (Al), г/см ²	электроны РПЗ	СКЛ	ГКЛ	суммарная доза
1,00E-02	2,12E+08	2,99E+05	3,88E+02	2,12E+08
3,16E-02	1,16E+08	1,95E+05	1,92E+02	1,16E+08
1,00E-01	3,27E+07	8,95E+04	1,24E+02	3,28E+07
3,16E-01	3,24E+06	3,10E+04	1,04E+02	3,27E+06
1,00E+00	7,88E+04	6,88E+03	1,01E+02	8,58E+04
3,00E+00	3,14E+03	1,49E+03	9,73E+01	4,73E+03
1,00E+01	1,35E+03	2,55E+02	9,16E+01	1,70E+03
3,16E+01	3,08E+02	3,73E+01	7,38E+01	4,19E+02
1,00E+02	3,52E+01	3,45E+00	6,79E+01	1,07E+02

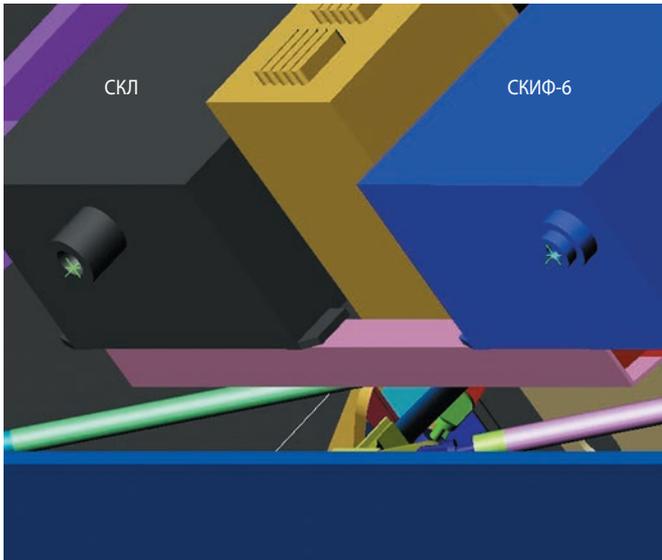


рисунок 3. Локации (отмечены «звёздочками» с привязкой к системе координат приборов) для расчёта поглощённых доз на поверхности чувствительного слоя в детекторах приборов СКЛ и СКИФ-6

4. Результаты расчётов

Результаты расчёта поглощённых доз от электронов, выполненные с применением экспериментальных данных и формул (1)–(3) и с применением модельных данных, а также различие значений поглощённых доз для разных описанных выше методов расчёта представлены в сводной таблице 4.

Как следует из таблицы 4, используемые при разработке ИД модели космического пространства

и программное обеспечение показали удовлетворительную сходимость результатов проектных (модельных) расчётов поглощённых доз и результатов, полученных на основе прямых измерений потоков заряженных частиц детекторами приборов СКЛ и СКИФ. Значения поглощённых доз от электронов по данным с детекторов прибора СКЛ больше в 2,7 раз, чем модельные значения, что, в общем случае, укладывается в существующую в настоящее время точность прогноза радиационных условий (*Радиационные условия...*, 2006), в данном случае, от $\pm 50\%$ до $\pm 100\%$ для потоков частиц РПЗ. Тем не менее, несмотря на это различие, по данным о потоках частиц можно судить о поглощённых дозах в местах расположения приборов с точностью примерно $\pm 100\%$, что для оценки характеристик радиационных условий считается удовлетворительным.

ВЫВОДЫ

В работе представлены результаты расчёта поглощённых доз с использованием данных о потоках электронов с детекторов спектрометров приборов СКЛ и СКИФ, расположенных на КА, совершающем полет по геостационарной орбите. Сравнение их с результатами модельных расчётов, а именно, полученных с применением ИД, 3d-модели КА и программного комплекса LocalDose&SEEv.2, а также с применением исходных данных по радиационным условиям полёта КА с простой геометрией (полусфера) расположения приборов, позволяет сделать следующие выводы:

таблица 4 – Значения поглощённых доз от электронов космического пространства за 8 лет 3 месяца полёта КА на ГСО в Si (рад) и их различие (в %) для разных методов расчёта

прибор	метод расчёта	значения поглощённых доз в Si (рад)	различие (в %) значений поглощённых доз за 8 лет 3 месяца полёта КА	
			между модельными (3d-модель) и экспериментальными данными	между модельными (полусфера) и экспериментальными данными
СКИФ	расчёт по данным с детекторов прибора	$1,28 \cdot 10^7$	3,9	5,5
	расчёт ЛПД с применением 3d-модели КА и прибора	$1,23 \cdot 10^7$		
	расчёт с применением ИД (таблица 3) в геометрии полусфера под ЭВТИ (толщина 0,1 г/см ²)	$1,35 \cdot 10^7$		
СКЛ	расчёт по данным с детекторов прибора	$3,60 \cdot 10^7$	64,1	62,5
	расчёт ЛПД с применением 3d-модели КА и прибора	$1,29 \cdot 10^7$		
	расчёт с применением ИД (таблица 3) в геометрии полусфера под ЭВТИ (толщина 0,1 г/см ²)	$1,35 \cdot 10^7$		

РАСЧЁТ ПОГЛОЩЁННЫХ ДОЗ ПО ДАННЫМ О ПОТОКАХ ЗАРЯЖЕННЫХ ЧАСТИЦ СО СПЕКТРОМЕТРОВ НА БОРТУ КА, СОВЕРШАЮЩЕГО ПОЛЁТ НА ГЕОСТАЦИОНАРНОЙ ОРБИТЕ, И ВЕРИФИКАЦИЯ МЕТОДИКИ ПРОГНОЗИРОВАНИЯ РАДИАЦИОННЫХ УСЛОВИЙ

- используемые при разработке ИД модели космического пространства и программное обеспечение показали удовлетворительную сходимость результатов проектных (модельных) расчётов поглощённых доз и результатов, полученных на основе прямых измерений потоков заряженных частиц детекторами приборов СКЛ и СКИФ;
- полученное расхождение (от 4% для прибора СКИФ до 64% для прибора СКЛ) модельных результатов расчётов с применением 3d-модели КА и ПК LocalDose&SEEv.2, с экспериментальными результатами для электронов подтверждает удовлетворительную точность и достоверность ПК LocalDose&SEEv.2, а также заложенных в ПК COSRAD прогностических моделей электронного излучения космического пространства, особенно если учитывать существующую в настоящее время точность прогноза радиационных условий;
- меньшие в 2,7 раз значения модельных результатов расчётов, полученных с применением 3d-модели КА и ПК LocalDose&SEEv.2, по сравнению с экспериментальными результатами для прибора СКЛ можно объяснить существующей в настоящее время точностью прогноза радиационных условий (*Радиационные условия...*, 2006), а именно, от $\pm 50\%$ до $\pm 100\%$ для потоков частиц РПЗ. Тем не менее, несмотря на это различие, можно сделать вывод, что модельный прогноз значений поглощённых доз в местах расположения приборов с точностью примерно $\pm 100\%$ (при сравнении с результатами, независимо полученными с помощью экспериментальных данных о потоках частиц) даже был неожиданностью для авторов;
- допустимое расхождение (от 5,5% до 62% в зависимости от прибора) модельных результатов расчётов, полученных с применением простой модели полусферы и ИД, с экспериментальными результатами для электронов показывает, что в случае, когда расположение аппаратуры позволяет использовать модель полусферы, достигается удовлетворительная точность прогноза дозой нагрузки за заданный период времени.

В заключение ещё раз следует подчеркнуть, что анализ полученных данных показывает удовлетворительную точность и достоверность программных комплексов LocalDose&SEEv.2 (расчёт локальных радиационных характеристик с использованием 3d-модели КА) и COSRAD (прогноз излучений космического пространства, основанного на современных моделях космоса), проверенные для двух существенно отличающихся по радиационным условиям орбит КА.

список литературы

Власенков Е.В. Программная реализация методики расчёта локальных поглощённых доз и доз структурных повреждений в аппаратуре космических аппаратов с учётом влияния бортовых радиоизотопных источников // Вопросы атомной науки и техники. Сер. Физика радиационного воздействия на радиоэлектронную аппаратуру. 2022. Вып. 3. С. 20-27.

Зефирова И.В. Специфика программного комплекса для расчета радиационных характеристик аппаратуры космического аппарата с использованием 3D-моделирования // Космонавтика и ракетостроение, 2009. № 4. С. 78-87.

Кузнецов Н.В., Малышкин Ю.М., Николаева Н.И., Ныммик Р.А. и др. Программный комплекс COSRAD для прогнозирования радиационных условий на борту космических аппаратов // Вопросы атомной науки и техники. Сер. Физика радиационного воздействия на радиоэлектронную аппаратуру. 2011. Вып. 2. С. 72-78.

Модель космоса / Под ред. акад. С.Н. Вернова. Изд. 7. Т. II. М., 1983. 771 с.

Назаров А.Е. Коррекции эксцентриситета геостационарной орбиты при удержании космического аппарата в заданной точке «стояния» // Вестник «НПО имени С.А. Лавочкина». 2023. № 3. С. 19-27.

Пичхадзе К.М., Хамидуллина Н.М., Зефирова И.В. Расчет локальных поглощённых доз с учетом реальной конфигурации космического аппарата // Космические исследования. 2006. Т. 44, № 2. С. 179-182.

Радиационные условия в космическом пространстве / Под ред. М.И. Панасюка. Русская книга, 2006. 132 с.

Хамидуллина Н.М., Власенков Е.В., Зефирова И.В., Тулунов В.И. и др. Расчёт поглощённых доз по данным о потоках заряженных частиц со спектрометров на борту КА, совершающего полет на орбите типа «Молния» // Вестник «НПО имени С.А. Лавочкина». 2023. № 4. С. 124-131.

Хамидуллина Н.М., Артемов М.Е., Зефирова И.В. Компьютерные методики расчета параметров радиационных условий в космическом пространстве и на борту космических аппаратов // Научное издание «Проектирование автоматических космических аппаратов для фундаментальных научных исследований», под ред. В.В. Хартова, В.В. Ефанова: в 3-х т. Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2014. Т. 2. С. 864-947.

Ширшаков А.Е., Ефанов В.В., Мошнеев А.А., Шостак С.В. Уникальные проекты коллектива НПО имени С.А. Лавочкина // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2022. № 2. С. 8-22.

Статья поступила в редакцию 18.04.2025

Статья после доработки 30.05.2025

Статья принята к публикации 30.05.2025

К ВОПРОСУ ОЦЕНКИ МЕТЕОРНОЙ ОПАСНОСТИ ПРИ ПЕРЕЛЁТЕ ЗЕМЛЯ – ВЕНЕРА



Д.Б. Добрица¹,
кандидат
технических наук,
dobritsadb@laspace.ru;
D.B. Dobritsa



Г.О. Рябова²,
доктор физико-
математических наук,
galina.ryabova@
mail.tsu.ru;
G.O. Ryabova

ON THE ISSUE OF METEOR HAZARD ASSESSMENT DURING THE EARTH – VENUS FLIGHT



Е.С. Гордиенко¹,
кандидат
технических наук,
gordienkoes@laspace.ru;
E.S. Gordienko



А.В. Симонов¹,
кандидат
технических наук,
simonovav@laspace.ru;
A.V. Simonov

Оценена опасность метеорных воздействий в межпланетных перелётах с использованием российской модели на примере перспективной венерианской миссии. Проведён расчёт вероятности непробоя при воздействии метеороидов за время перелёта на грани ориентированного куба с применением баллистических предельных уравнений, дано распределение скоростей соударения. Приведены некоторые особенности пылевой оболочки Венеры.

Ключевые слова:
метеорная опасность;
баллистическое предельное уравнение;
Венера;
высокоскоростное соударение;
межпланетное пространство;
спорадические метеороиды.

DOI: 10.26162/LS.2025.20.33.007

The danger of meteoroid impacts in interplanetary flights using the Russian model is assessed using the example of the prospective Venusian mission. The probability of no-penetration under the influence of meteoroids during the flight on the face of an oriented cube was calculated using ballistic limit equations, and the distribution of impact velocities was given. Some features of the Venus dust ring are given.

Key words:
meteoroid hazard;
ballistic limit equation;
Venus;
hypervelocity impact;
interplanetary space;
sporadic meteoroids.

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

² Научно-исследовательский институт прикладной математики и механики Томского государственного университета, Россия, г. Томск.
Research institute of applied mathematics and mechanics of Tomsk State University, Russia, Tomsk.

ВВЕДЕНИЕ

Возобновление широкомасштабных исследований Венеры в настоящее время входит в планы основных космических держав. В ближайшем десятилетии планируются миссии России (*Бирюков А.С. и др.*, 2024), Китая (VOICE), ESA: EnVision (2031), LISA (2035), а также NASA: DAVINCI (2030), VERITAS (после 2031). На сегодняшний день фундаментальные вопросы происхождения и эволюции Венеры, её атмосферы и климата остаются актуальными для изучения (*Косенкова А.В. и др.*, 2023).

При проектировании межпланетной миссии актуальной задачей является защита космического аппарата и его узлов от метеорных воздействий. Негативные эффекты в результате воздействия метеороидов включают возможность критического повреждения конструкций и систем космического аппарата, а также эрозию поверхностей оптических приборов и других устройств.

Необходимость применения на этапе перелёта защитных мер для критичных элементов космического аппарата (КА) определяется на основе расчёта вероятности отсутствия критического повреждения, критерием которого может выступать пробой стенки конструкции, входящей в состав КА, образование отверстия более определённого диаметра или кратера определённой глубины. При проведении расчёта необходимо использовать модель, описывающую распределение метеороидов на трассе перелёта по массе, скорости и направлению, в совокупности с баллистическими уравнениями, определяющими критический диаметр частицы, пробивающей конструкцию при заданных параметрах соударения.

История прямых измерений потока межпланетных пылевых частиц в пространстве между Землёй и Венерой началась с АМС «ВЕНЕРА-2». Данные о последовавших экспериментах сведены в таблицу 1. Некоторые КА, кроме датчиков пыли, несли фотокамеры и фотометры. Большинство полученных данных сохраняют ценность по сей день; в последние годы ведётся их активный анализ.

таблица 1 – Детекторы пыли на КА в межпланетном пространстве

космический аппарат	год запуска	расстояние (а.е.)
«ВЕНЕРА-2»	1965	≈ 0,83–1,0
PIONEER 9	1968	0,75–0,99
HELIOS-1, -2	1974, 1976	0,3–1,0
ВЕГА-1, -2	1984	0,7–1,0
GALILEO	1989	0,7–5,3
CASSINI	1997	0,7–10
ICAROS	2010	0,71–1,1

Метеороидное вещество в межпланетном пространстве очень условно можно разделить на два компонента: зодиакальное пылевое облако и разнообразные уплотнения в нём: пылевые кольца, резонансные струи, метеороидные потоки. Наблюдения зодиакального света на КА Helios позволили получить зависимость плотности пыли зодиакального пылевого облака от гелиоцентрического расстояния $\alpha r^{-1,3 \pm 0,1}$ (*Leinert C. et al.*, 2007), что было подтверждено наблюдениями на КА Parker Solar Probe (PSP) (*Howard R.A. et al.*, 2019) и данными численного моделирования (*Pokorný P. et al.*, 2024). Эта зависимость действительно для $0,3 \leq r \leq 1,0$ а.е. и расстояния от эклиптики по вертикали 0,05 а.е.

В данной работе анализируется влияние спорадических метеороидов на космический аппарат в процессе его перелёта Земля – Венера на межпланетном участке. Расчётная методология, базирующаяся на модели (ГОСТ 25645.128-85), описывающей плотность распределения спорадических метеороидов, адаптирована к использованию для межпланетного перелёта, траектория участка которого получена исходя из критерия максимизации массы КА на начальной венерианской орбите. Проведено исследование воздействия метеороидов на КА, имеющий форму ориентированного куба с длиной ребра в один метр. Такая конфигурация широко применяется для тестирования вычислительных моделей и первичной оценки опасности, обусловленной столкновениями с метеороидами в космосе. Кроме того, рассмотрены особенности метеороидного и астероидного окружения Венеры.

Целью работы является предварительный анализ потенциала метеороидной модели ГОСТ для оценки спорадического фона в межпланетном пространстве. При выполнении работы ставились также следующие задачи:

- оценить степень метеороидной опасности в межпланетных перелётах;
- продемонстрировать сложность условий, связанных с пылевой и астероидной обстановкой в окрестностях Венеры, а также выявить конкретные ограничения для осуществления космических полётов в этом регионе;
- определить состав перспективных мероприятий, необходимых для развития обновлённой метеороидной модели, с учётом достоинств и недостатков существующей.

1. Траектория межпланетного участка перелёта Земля – Венера

В настоящей работе используется общая математическая модель движения центра масс КА на межпланетном участке траектории, которая в гелиоцентрической системе координат имеет следующее представление:

$$\frac{d^2 \mathbf{r}}{dt^2} = \mathbf{F}_0 + \mathbf{F}_p + \mathbf{F}_{SR},$$

где \mathbf{F}_0 – вектор ускорения, вызываемого Солнцем; \mathbf{F}_p – вектор ускорения, обусловленного притяжением больших планет Солнечной системы и Луны; \mathbf{F}_{SR} – вектор ускорения от действия на КА солнечного давления.

Ускорения вычисляются по формулам:

$$\mathbf{F}_0 = -\frac{\mu_0}{r^3} \mathbf{r},$$

$$\mathbf{F}_p = \sum_{i=1}^9 \mathbf{F}_i, \quad \mathbf{F}_i = -\frac{\mu_i}{(r-r_i)^3} (\mathbf{r}-\mathbf{r}_i) - \frac{\mu_i}{r_i^3} \mathbf{r}_i,$$

$$\mathbf{F}_{SR} = -P_{SR0} K_{SR} \frac{S_M}{m_S} a^2 \frac{\mathbf{r}}{r^3},$$

где μ_0 – гравитационный параметр Солнца; \mathbf{r} – гелиоцентрический вектор положения КА; \mathbf{r}_i и μ_i – вектор положения и гравитационный параметр большой планеты ($i=1 \dots 8$) или Луны ($i=9$) относительно Солнца; P_{SR0} – удельное давление солнечного света на единичную площадку на расстоянии 1 а.е. от Солнца; K_{SR} – коэффициент отражения поверхности КА; S_M – площадь миделевого сечения КА, перпендикулярная направлению на Солнце; m_S – масса КА; a – астрономическая единица.

Траектория межпланетного участка рассчитана по критерию максимизации конечной массы КА на орбите вокруг Венеры. Дата прилёта к Венере определена исходя из критерия минимизации характеристической скорости выведения на начальную орбиту искусственного спутника Венеры.

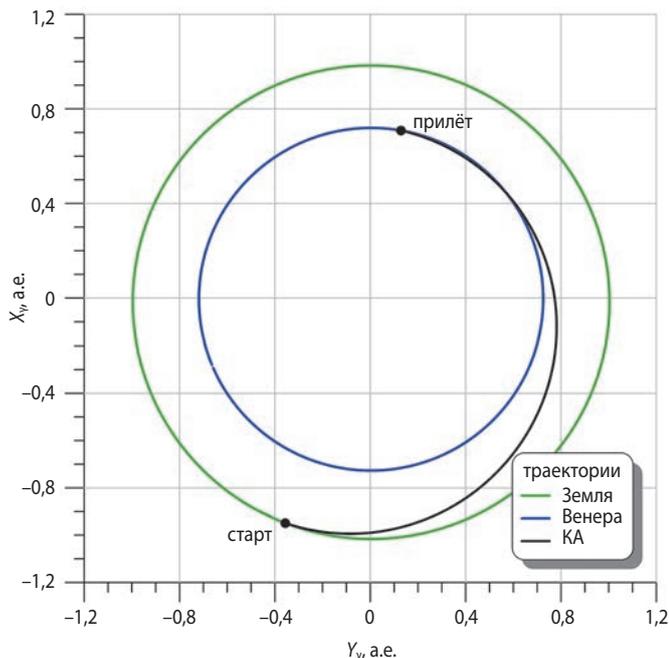


рисунок 1. Траектория перелёта Земля – Венера в проекции на плоскость эклиптики

Основные характеристики траектории перелёта Земля – Венера, используемой для расчёта воздействий метеороидов, приведены в таблице 2. Масса полезной нагрузки (ПН) указана для запуска с космодрома «Восточный» ракетно-космическим комплексом тяжёлого класса в составе ракеты-носителя «Ангара-А5» и разгонного блока «ДМ».

таблица 2 – Основные характеристики траекторий перелёта для периода запуска в 2031 году

параметр	значение
дата старта	31.05.2031
масса ПН, выводимая на отлётную траекторию, кг	5300
V_1^∞ , км/с	2,7
δ_1^∞ , градус:	
- эклиптика	-10,4
- J2000	6,2
ΔV_1 , км/с	3,6
длительность перелёта, сутки	148
угловая дальность перелёта, °	190,2
дата прилёта	26.10.2031
V_2^∞ , км/с	3,7
δ_2^∞ , градус:	
- эклиптика	-22,0
- экватор Венеры	-22,3
ΔV_2 , км/с	1,2
$V_{вх}$, км/с	10,9

В таблице используются следующие обозначения:

V_1^∞ – модуль вектора отлётной асимптотической скорости;

δ_1^∞ – склонение вектора отлётной асимптотической скорости в эклиптической системе координат и в J2000;

ΔV_1 – характеристическая скорость разгона с опорной круговой орбиты искусственного спутника Земли высотой 200 км;

V_2^∞ – модуль вектора подлётной асимптотической скорости;

δ_2^∞ – склонение вектора подлётной асимптотической скорости в эклиптической и афрографической системе координат;

ΔV_2 – характеристическая скорость выхода на эллиптическую орбиту искусственного спутника Венеры с высотой перицентра 1500 км и периодом 24 часа;

$V_{вх}$ – скорость входа СА в атмосферу.

На рисунке 1 представлена траектория перелёта Земля – Венера в проекции на плоскость эклиптики.

2. Оценка вероятности отсутствия критического повреждения конструкции

Модель ГОСТ действительна в плоскости эклиптики на расстоянии до 1 млн. км от Земли. Для проведения расчёта метеороидной опасности на трассе перелёта Земля – Венера использована экстраполяция распределения метеороидов по скоростям и направлениям, полученного на Земле и в околоземном космическом пространстве. Отметим, что в перспективе необходимо расширить область применения отечественного стандарта, как минимум, до пределов расположения планет земной группы, а также ввести функцию распределения плотности метеорных тел по их массам. Для этого нужны систематические наблюдения в соответствующих областях межпланетного пространства.

К одному из достоинств модели можно отнести тот факт, что определяемый в ней векторный комплекс частиц задаётся фазовой плотностью $p(\mathbf{r}, \mathbf{v})$, т.е. положение каждой частицы задаётся в шестимерном фазовом пространстве вектором положения частицы \mathbf{r} и вектором её скорости \mathbf{v} , что позволяет воспользоваться теоремой Лиувилля при преобразовании плотности потока спорадических метеороидов, обусловленном переходом из одной системы координат в другую (Белькович О.И., 1983).

К недостаткам модели следует отнести отсутствие обновления данных на основе современных астрономических наблюдений, отсутствие принятой стандартной методики расчёта, а также ограниченный в сравнении с известными зарубежными моделями диапазон применения.

Плотность потока спорадических метеороидов задаётся как

$$Q(v, \varepsilon, \psi, m) = F(m)p_\varepsilon(v)p(\varepsilon, \psi),$$

где v – скорость метеорной частицы; ε, ψ – угловые координаты радиантов метеороидов (в эклиптической сферической системе координат ε – элонгация; ψ – эклиптическая широта радианта); $F(m) = Q(m_0)(m/m_0)^{1-S}$, где $Q(m_0)$ – плотность потока метеороидов с массой более m_0 , пересекающих за единицу времени единичную площадку, нормальную вектору скорости во всем интервале скоростей и приходящих со всей небесной сферы; S – параметр распределения метеороидов по массам; $p_\varepsilon(v)$ – условное распределение скоростей метеороидов в гелиоцентрической системе координат; $p(\varepsilon, \psi)$ – плотность распределения радиантов метеороидов по небесной сфере.

Соотношение между фазовой плотностью и плотностью потока в окрестности заданной точки пространства \mathbf{r} задаётся как (Белькович О.И., 1983)

$$Q(v, \varepsilon, \psi) = Nv^3 \sin \varepsilon p(\mathbf{r}, \mathbf{v}),$$

где N – число частиц в объёме фазового пространства.

При переходе из неподвижной системы координат в подвижную используется выражение

$$\frac{Q_1(\varepsilon_1, \psi_1, v_1)}{Q_2(\varepsilon_2, \psi_2, v_2)} = \frac{v_1^3 \sin \varepsilon_1}{v_2^3 \sin \varepsilon_2}, \quad (1)$$

принимая во внимание, что в случае $\mathbf{r}_1 = \mathbf{r}_2$ выполняется теорема Лиувилля, согласно которой для двух точек фазового пространства, связанных одной траекторией, выполняется равенство

$$p(\mathbf{r}_1, \mathbf{v}_1) = p(\mathbf{r}_2, \mathbf{v}_2).$$

Общее число метеорных частиц, попадающих на площадку какой-либо поверхности, принадлежащей движущемуся КА, определяется как

$$N_\sigma = \int \iiint_{(m)(\varepsilon, \psi, v)} Q_r(\varepsilon, \psi, v, m) m d\varepsilon d\psi dv dm.$$

При переходе к объектоцентрической системе координат, связанной с экспонируемой площадкой (в которой τ, η – координаты радианта метеороида, w – относительная скорость частицы), в подынтегральном выражении используется множитель (1). Пошаговое интегрирование по $d\tau, d\eta, dw$ осуществляется с нахождением скоростей и углов подлёта метеороидов в этой системе координат.

При движении по межпланетной трассе вносится поправка в гелиоцентрическую скорость частицы

$$v(r_S) = v_0 / \sqrt{r_S},$$

где v_0 – гелиоцентрическая скорость метеороида на расстоянии 1 а.е.; r_S – удаление КА от Солнца в а.е.

В расчёте учтена поправка плотности спорадического потока для области межпланетного пространства $r = 0,3 \div 1,0$ а.е. с учётом зависимости плотности пыли зодиакального пылевого облака от гелиоцентрического расстояния (Leinert C. et al., 2007) в виде

$$Q(r) = Q_0 r_S^{-1,3}, \quad (2)$$

где Q_0 является плотностью потока на расстоянии 1 а.е.

Пробитие преграды при заданных условиях соударения определяется с помощью баллистических предельных уравнений (БПУ). С их использованием из общего числа частиц N_σ , падающих на заданную площадку или элемент конструкции за время полёта, выделяется количество пробивающих частиц N_p , т.е. количество пробоев элемента за время его нахождения в космическом пространстве.

Если рассматривать N_p как реализацию пуассоновского процесса, то вероятность непробоя конструкции рассчитывается по формуле

$$P_0 = e^{-N_p}.$$

3. Результаты расчёта метеорной опасности на траектории перелёта Земля – Венера

Описание алгоритма расчёта потоков спорадических метеороидов по модели ГОСТ в строгой постановке в данной работе не приводится, так как со всеми подробностями он по объёму выходит за рамки журнальной статьи. Поэтому авторы ограничились рассмотрением в предыдущем разделе лишь отдельных опорных моментов алгоритма, которые помогут читателю понять основные принципы расчёта. Тем не менее данный алгоритм был разработан и применялся для определения плотности потока частиц на трассе перелёта Земля – Венера.

С целью проверки разработанного алгоритма проведён тестовый расчёт плотности потока спорадических метеороидов на площадку, ориентированную случайным образом, движущуюся по гелиоцентрической орбите на расстоянии 1 а.е. и 0,723 а.е. В таблице 3 приведены результаты расчётов распределения спорадических метеороидов на основе наиболее известных моделей, взятые из отчёта (*Comparison...*, 2009), в сравнении с авторскими расчётами, выполненными по модели ГОСТ. Краткий анализ указанных моделей приведён в (*Comparison...*, 2009).

Как видно из таблицы, расчёт по модели ГОСТ даёт приемлемые результаты при сравнении с зарубежными моделями, однако в отличие от них выбранная функциональная зависимость (2) плотности потока частиц от гелиоцентрического расстояния не имеет дифференциации по массе метеороидов.

Для спроектированной траектории полёта продолжительностью 148 суток из таблицы 1 проведён расчёт числа воздействующих частиц за время перелёта, падающих на грани связанного с КА ориенти-

рованного модельного куба стороной 1 м, средней скорости соударения, а также вероятности непробоя (ВНП) его граней в виде одностенной и двустенной конструкций. Условная одностенная конструкция задана как пластина толщиной 1,5 мм из сплава АМгб, для двустенной добавлен внешний (вынесенный на 50 мм) бампер толщиной 0,5 мм из того же материала. Данные конфигурации выбраны с целью оценки потенциального риска, возникающего во время экспедиции, а также степени защиты, которая потребуется для КА в дальнейшем.

Пробой одиночной стенки оценён по БПУ, применяемому для металлических пластин-мишеней (*Ryan S. et al.*, 2011):

$$d_c = \left[\frac{1}{5,24K_f} \cdot t_s \cdot H_B^{1/4} \left(\frac{\rho_s}{\rho_p} \right)^{1/2} \left(\frac{c_s}{v_0 \cos \theta} \right)^{2/3} \right]^{18/19} \cdot \quad (3)$$

Использованы следующие обозначения: d_c – критический диаметр частицы, см; K_f – условие разрушения преграды в виде отношения толщины стенки к глубине кратера, достаточного для её разрушения, в данном случае $K_f=1,8$; t_s – толщина преграды, см; H_B – твёрдость материала преграды по Бринеллю; ρ_p , ρ_s – плотность ударника и преграды, г/см³; c_s – скорость звука в преграде, км/с; v_0 – скорость соударения, км/с; θ – угол соударения.

Соотношение двойной стенки разбивается на скоростные диапазоны, каждый из которых характеризует протекание определённых физических процессов, возникающих в процессе высокоскоростного соударения, подтверждённых теоретически и экспериментально. Используемое здесь уравнение Christiansen-Cour-Palais (*Ryan S. et al.*, 2011) для трёх диапазонов скоростей соударения записывается следующим образом.

таблица 3 – Усреднённый по ориентации поток спорадических метеороидов, м²·год⁻¹, на межпланетной дистанции Земли и Венеры

модель распределения	поток частиц массой более, г			
	Земля (1 а.е.)		Венера (0,723 а.е.)	
	$m>10^{-6}$	$m>10^{-3}$	$m>10^{-6}$	$m>10^{-3}$
Grün+HRMP*	1,5E+00	6,0E-04	–	–
Divine	1,8E+00	8,9E-04	3,3E+00	5,1E-04
Divine-Staubach	1,8E+00	8,9E-04	3,3E+00	5,1E-04
IMEM/Dikarev	1,4E+00	1,3E-04	2,4E+00	6,9E-05
MEM	1,4E+00	6,0E-04	2,7E+00	1,1E-03
Авторский расчёт на основе модели ГОСТ 25645.128-85	3,8E+00	9,5E-04	6,7E+00	1,7E-03

* С использованием распределения скоростей Harvard Radio Meteor Project

таблица 4 – Параметры воздействия метеороидов на ориентированные поверхности КА на трассе перелёта Земля – Венера

площадка	N_σ	v_p	N_{p1}	P_{01}	N_{p2}	P_{02}
фронтальная	6,34E-01	41,92	6,97E-02	0,932680	3,15E-04	0,999685
тыльная	3,24E+00	10,92	9,84E-03	0,990206	4,10E-05	0,999959
антисолнечная	7,94E-01	16,10	7,18E-03	0,992850	2,96E-05	0,999970
солнечная	2,57E+00	14,75	2,04E-02	0,979848	8,39E-05	0,999916
северная*	1,33E+00	15,09	9,98E-03	0,990073	4,10E-05	0,999959
южная	1,25E+00	15,38	9,44E-03	0,990607	3,85E-05	0,999961
итог	9,82E+00		1,26E-01	0,881190	5,49E-04	0,999451

* Северному направлению соответствует север эклиптики

Диапазон 1. Низкоскоростной режим $v_0 \leq \frac{v_L}{\cos \theta}$

$$d_c = \left[k_L (t_w \sigma_L^{1/2} + t_b) \cdot \rho_p^{-1/2} v_0^{-2/3} (\cos \theta)^{-5/3} \right]^{(18/19)}, \quad (4)$$

где $k_L = 5/3$;

$$v_L = \begin{cases} 1,436 (t_b/d_p)^{-1/3}, & \text{для } t_b/d_p < 0,16 \\ 2,60, & \text{для } t_b/d_p \geq 0,16 \end{cases}, \text{ км/с;}$$

$$\sigma_L = \frac{\sigma_w}{275,8}.$$

Диапазон 2. Переходный режим $\frac{v_L}{\cos \theta} < v_0 < \frac{v_H}{\cos \theta}$

$$d_c = \left[k_L (t_w \sigma_L^{1/2} + t_b) \cdot \rho_p^{-1/2} v_L^{-2/3} (\cos \theta)^{-5/3} \right]^{(18/19)} \times \\ \times \frac{v_H - v_0 \cos \theta}{v_H - v_L} + k_H \cdot t_w^{2/3} \sigma_H^{1/3} \rho_p^{-1/3} \rho_b^{-1/9} S^{1/3} \times \\ \times (v_H \cos \theta)^{-2/3} \cdot \frac{v_0 \cos \theta - v_L}{v_H - v_L}, \quad (5)$$

где $k_H = 3,918$;

$v_H = 7$ км/с;

$$\sigma_H = \frac{\sigma_w}{482,8}.$$

Диапазон 3. Высокоскоростной режим $v_0 \geq \frac{v_H}{\cos \theta}$

$$d_c = k_H t_w^{2/3} \sigma_H^{1/3} \rho_p^{-1/3} \rho_b^{-1/9} S^{1/3} (v_0 \cos \theta)^{-2/3}. \quad (6)$$

Здесь t_w, t_b – толщина задней стенки и внешнего бампера, см; σ_w – предел текучести материала задней стенки, МПа; S – расстояние между стенками, см; ρ_b – плотность бампера, г/см³. Остальные обозначения как в уравнении (3).

Оптимальное соотношение толщины бампера, межстеночного расстояния и диаметра частицы d_p определяется выражениями

$$\left(t_b/d_p \right)_{crit} = \begin{cases} 0,2, & \text{при } (S/d_p) \geq 30, \\ 0,25, & \text{при } (S/d_p) < 30. \end{cases}$$

Если соотношение (t_b/d_p) меньше критического, то в уравнении (6) применяется понижающий коэффициент F_2^* и, при введении зависимости $d_c = f(d_p)$, в результате уравнение становится нелинейным и решить его можно итерационными методами. В данной работе уравнение для высокоскоростного режима (6) было записано и использовалось в исходном виде NNO (new non-optimum), поскольку в рассматриваемом примере высокоскоростного воздействия на двойную стенку толщина бампера и расстояние между стенками заданы в приближении к оптимальному режиму работы, в котором сравнительно тонкий передний бампер эффективно разрушает налетающую частицу, а расстояние подобрано таким образом, чтобы обеспечить рассеяние фрагментов с минимизацией воздействия на заднюю стенку.

Результаты расчёта приведены в таблице 4. Ориентация площадок привязана к гелиоцентрической эклиптической системе координат и не зависит от направления вектора скорости КА.

В таблице используются следующие обозначения: N_σ – число воздействий частиц массой $m > 10^{-6}$ г на поверхность за время перелёта; v_p – скорость соударения, км/с; N_{p1} – количество пробоев одностенной преграды; P_{01} – ВВП одностенной преграды; N_{p2} – количество пробоев двухстенной преграды; P_{02} – ВВП двухстенной преграды. Количество пробоев рассчитывается исходя из характеристик падающих на поверхность частиц N_σ (плотность и масса

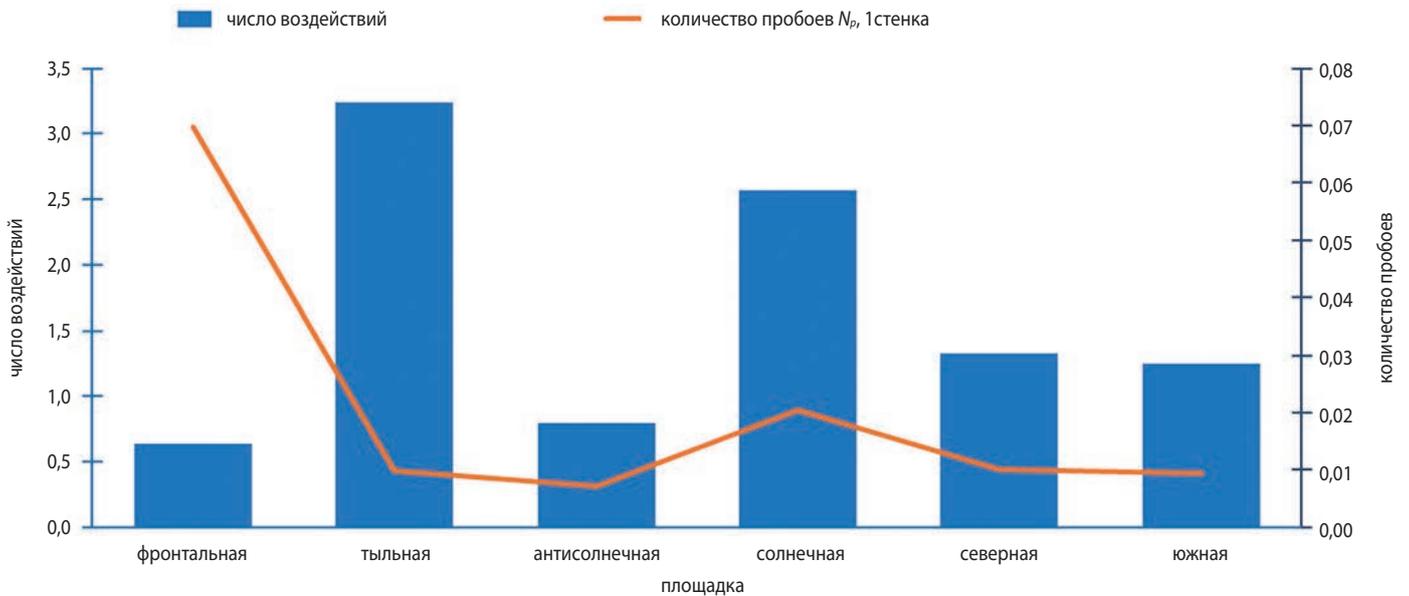


рисунок 2. Число воздействий и количество пробивающих частиц на грани куба на трассе перелёта Земля – Венера

частиц, скорость, углы соударения) с применением формул (3)–(6).

Итоговая вероятность непробоя стенок ориентированного куба без применения защиты составляет чуть более 0,88. Эта величина не регламентируется, но для космического средства в целом задаётся, как правило, на уровне $P_0=0,95$. Для двойной стенки пробивающий поток уменьшается более чем на два порядка, соответственно, ВВП куба достигает приемлемого уровня с очень большим запасом – это свидетельствует о том, что защите на реальном КА подлежат только самые уязвимые компоненты.

Наиболее интенсивный поток частиц, как следует из таблицы 3, приходится на тыльную площадку, поскольку преимущественное направление движения спорадических метеороидов совпадает с направлением вращения Земли вокруг Солнца. Однако наиболее опасной является фронтальная площадка в связи с тем, что на неё воздействуют частицы с гораздо более высокими скоростями. Наглядно это

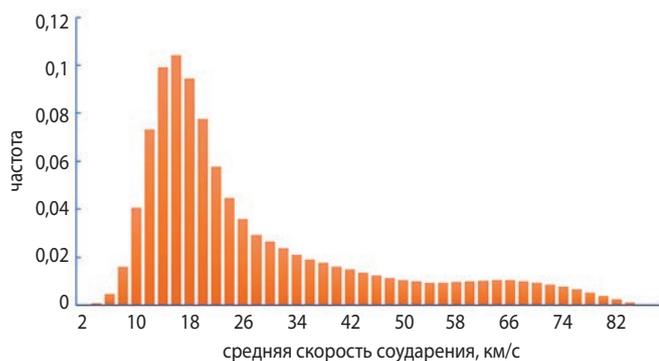


рисунок 3. Усреднённое распределение скоростей соударения на трассе перелёта

представлено на рисунке 2, иллюстрирующем результаты таблицы 4, где сравнивается число воздействий частиц массой $m > 10^{-6}$ г и количество пробивающих частиц, проходящих за время перелета на грани модельного куба.

Интенсивность потока метеороидов на ориентированную на Солнце площадку при венерианском перелёте возрастает по сравнению с аналогичным значением при движении по гелиоцентрической круговой орбите из-за наличия радиальной составляющей скорости при приближении КА к Солнцу, при этом противосолнечная сторона подвергается сравнительно менее интенсивным воздействиям.

Усреднённое распределение скоростей соударения, рассчитанное на случайным образом ориентированную площадку в течение перелёта (рисунок 3), имеет двухмодальный характер. Основной его пик находится в диапазоне скоростей 14–18 км/с, также имеется небольшой локальный пик в диапазоне 62–68 км/с, где удар сопровождается явлениями, аналогичными взрыву.

4. Метеороиды и пыль в области 0,7–1,0 а.е.

Модели распределения спорадического метеороидного вещества, как ГОСТ, так и другие (см. таблицу 3), не учитывают, да и не могут учесть некоторых особенностей. Это концентрации пыли и, возможно, крупных метеороидов и/или мелких астероидов. Часть из них открыта относительно недавно.

Пылевое кольцо Венеры. Впервые существование пылевого кольца вдоль орбиты Венеры было найдено по измерениям миссии Helios (*Leinert C.*

et al., 2007). Изображения, полученные миссией STEREO, позволили установить структуру кольца (Jones M.H. *et al.*, 2017). Ориентация кольца отличается от ориентации орбиты Венеры: наклон кольца меньше на $2,1^\circ$, а долгота восходящего узла составляет $68,5^\circ$. Средняя ширина кольца оценена в 0,02393 а.е. По данным STEREO и PSP плотность пыли выше зодиакальной на 10%.

Изначально предполагалось, что венерианское кольцо аналогично резонансному пылевому кольцу Земли, но попытки смоделировать кольцо Венеры в результате миграции пыли не удалось; вероятность захвата оказалась низкой, хотя причина этого не ясна (Sommer M. *et al.*, 2020). Приблизительно в то же время (Pokorný P., Kuchner M., 2019), промоделировав эволюцию более 10 млн. пылевых частиц и более 2 млн. фиктивных астероидов, обнаружили, что есть только один источник, обеспечивающий достаточную плотность кольца (соответствующую наблюдениям STEREO) – это астероиды-коорбитали. Общая масса кольца оценена в $(1-3) \cdot 10^{13}$ кг, что эквивалентно астероиду диаметром в 2–3 км. Кольцо возникло либо относительно недавно вследствие разрушения астероида, либо постоянно пополняется вследствие медленного измельчения популяции астероидов.

Коорбитали (астероиды компаньоны). В работе (Pokorný P., Kuchner M., 2019) промоделирована динамика астероидов в орбитальном резонансе 1:1 с Венерой, причём начальной выборкой (10000 астероидов) послужили те объекты, которые стабильно находились возле Венеры 10 млн. лет. Всё это объекты с низким ($e < 0,3$) эксцентриситетом. Оказалось, что около 8% астероидов ($e < 0,1$) остаются в резонансе в течение возраста Солнечной системы. В настоящее время известны семь коорбиталей Венеры с хорошо определёнными орбитами. Все они имеют эксцентриситет $e > 0,3$ и пересекают орбиту Земли. Коорбитали с $e < 0,3$ пока не найдены, хотя усилия предпринимались (Pokorný P. *et al.*, 2020). Однако это не исключает возможности их существования. Верхний предел количества коорбитальных астероидов с низким эксцентриситетом и ярче 21-й звёздной величины (примерно 400–900 м в диаметре) оценивают как $N = 18_{-14}^{+30}$ (Pokorný P. *et al.*, 2020).

Резонансные струи. Орбитальные резонансы (резонансы среднего движения) могут либо рассеивать метеороиды, формируя пробелы в распределении орбит, либо концентрировать, формируя сгущения (рои) или уплотнённые струи. Для метеороидных потоков некоторые исследования проводились (для Леонид, Орионид, Персеид, Лирид, Таурид и Геминид). В частности, в потоке Геминид было найдено несколько чётко выраженных резонансов, в который захватывались только крупные частицы, массой 0,003–0,3 г. Для межпланетного пылевого облака

внутренней солнечной системы таких исследований явно недостаточно.

Метеороидные потоки. Метеороидные потоки в пространстве – это не что иное, как пылевые следы, образующиеся при выбросах частиц из родительских тел (в основном из комет). Потоки состоят преимущественно из крупных метеороидов (порядка 10^{-5} г и больших), поскольку меньшие частицы уходят из потока под действием радиационных эффектов.

В последние 10–15 лет появились публикации о наблюдении метеороидных потоков с КА, например, след кометы 45P/Honda-Mrkos-Pajdušáková наблюдался на КА Helios (Krüger H. *et al.*, 2020); метеороидный поток Геминид наблюдался с КА Parker Solar Probe (Battams K. *et al.*, 2022). Появилась возможность построить модели лучшего качества, объединив эти наблюдения с наземными. Две существующие модели метеороидных потоков (IMEX, IMEM2) принадлежат Европейскому Космическому Агентству и не являются открытыми.

обсуждение

Проведённый в работе анализ метеороидной опасности на межпланетном маршруте между Землёй и Венерой показал, что её будущие исследования должны сосредоточиться на нескольких ключевых аспектах.

1. Следует добавить в алгоритм расчёта данные метеороидных потоков, начиная с главных, наблюдающихся на Земле, на первом этапе исследований.

2. В перспективе необходимо создать отдельную модель (или подмодель), учитывающую потенциальные последствия столкновения космического аппарата со следами комет.

3. Для обновления метеороидной модели необходимы проведение и обработка статистически значимого количества астрономических наблюдений. Модель должна базироваться на данных, полученных от установленных на КА датчиков регистрации метеороидов, наблюдений зодиакального света, вспышек на Луне и данных лунных кратеров, а также земных астрономических видеонаблюдений.

4. В перспективе необходимо расширить область применения модели, как минимум, до пределов расположения планет земной группы.

5. Следует более подробно проанализировать возможную опасность факторов, перечисленных в разделе 4: пылевого кольца, коорбиталей, резонансных сгущений пыли.

закключение

Разработан алгоритм, позволяющий рассчитывать воздействие метеорных частиц на КА в процессе межпланетного перелёта. Результаты решения тестовых

задач с определением уровня воздействий на планетарных орбитах подтвердили приемлемость модели ГОСТ 25645.128-85 для расчётов потоков спорадических метеороидов.

Для примерной траектории межпланетного участка перелёта КА на Венеру с предполагаемым стартом перспективной миссии в 2031 году, спроектированной по критерию оптимальности исходя из максимизации массы КА на орбите вокруг Венеры, проведён расчёт воздействия метеороидов на КА при его движении по трассе перелёта, определены значения количества падающих частиц на грани модельного куба и вероятности непробоя граней в виде одностенной и двухстенной преграды.

Результаты работы показали, что воздействие метеороидных частиц на критичные элементы КА в течение межпланетного перелёта Земля – Венера является существенным фактором, с которым нельзя не считаться на этапе проектирования. Такой перелёт требует, как минимум, защиты наиболее уязвимых компонентов КА.

При планировании траекторий перелётов необходимо учитывать астероидную опасность, учитывая популяцию астероидов, сближающихся с Землей. Их количество, зарегистрированное на данный момент, превышает 30 000 (диаметр самых тусклых объектов из известных составляет порядка 1 м), а популяция ненаблюдаемых объектов с диаметром порядка 20 м – несколько миллионов (Harris A.W., 2023). Кроме того, следует учитывать сложности обстановки на конкретных локальных участках перелёта, в частности, вблизи Венеры.

Исследования в статье в части введения, раздела 4, заключения, списка литературы выполнены при поддержке государственного задания Министерства науки и высшего образования Российской Федерации (тема № FSWM-2024-0005).

список литературы

Белькович О.И. Астрономическая селекция при наблюдениях метеоров и методы ее учета // Астрономический вестник. 1983. Т. 17, № 3. С. 108-115.

Бирюков А.С., Зверев А.В., Деменко О.Г. К вопросу экспериментальной отработки посадочного аппарата на случай его посадки на поверхность Венеры // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2024. № 3. С. 60-66. DOI: 10.26162/LS.2024.17.70.009.

Косенкова А.В., Ефанов В.В., Седых О.Ю. Исследования планет земной группы дистанционными и контактными методами. Часть 1. История // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2023. № 4. С. 9-19. DOI: 10.26162/LS.2023.62.4.002.

Battams K., Gutarra-Leon A.J., Gallagher B., Knight M.M. et al. Continued PSP/WISPR observations of a Phaethon-related dust trail // The Astrophysical Journal. 2022. Vol. 936. Art. id. 81. DOI: 10.3847/1538-4357/ac83b5.

Comparison of Meteoroid Models. IADC Action Item 24.1. IADC-09-03. 2009. URL: https://www.iadc-home.org/documents_public/file_down/id/4126 (дата обращения: 18.02.2025).

Harris A.W., Chodas P.W. Update of NEA Population and Survey Completion // In: Asteroids, Comets, Meteors Conference, held 18–23 June, 2023 in Flagstaff, Arizona. 2023. abs. id. 2519.

Howard R.A., Vourlidis A., Bothmer V., Colaninno R.C. et al. Near-Sun observations of an F-corona decrease and K-corona fine structure // Nature. 2019. Vol. 576. P. 232-236. DOI: 10.1038/s41586-019-1807-x.

Jones M.H., Bewsher D., Brown D.S. Mapping the circumstellar dust ring near the orbit of Venus // Icarus. 2017. Vol. 288. P. 172-185. DOI: 10.1016/j.icarus.2017.01.015.

Krüger H., Strub P., Sommer M., Altobelli N. et al. Helios spacecraft data revisited: detection of cometary meteoroid trails by following in situ dust impacts // Astronomy and Astrophysics. 2020. Vol. 643. Art. id. A96. DOI: 10.1051/0004-6361/202038935.

Leinert C., Møstervang B. Evidence for dust accumulation just outside the orbit of Venus // Astronomy and Astrophysics. 2007. Vol. 472. P. 335-340. DOI: 10.1051/0004-6361:20077682.

Pokorný P., Kuchner M. Co-orbital Asteroids as the Source of Venus's Zodiacal Dust Ring // The Astrophysical Journal. 2019. Vol. 873. Art. id. L16. DOI: 10.3847/2041-8213/ab0827.

Pokorný P., Kuchner M.J., Sheppard S.S. A Deep Search for Stable Venus Co-orbital Asteroids: Limits on the Population // The Planetary Science Journal. 2020. Vol. 1. Art. id. 47. DOI: 10.3847/PSJ/abab9f.

Pokorný P., Moorhead A.V., Kuchner M.J., Szalay J.R. et al. How Long-lived Grains Dominate the Shape of the Zodiacal Cloud // The Planetary Science Journal. 2024. Vol. 5. Art. id.82. DOI: 10.3847/PSJ/ad2de8.

Ryan S., Christiansen E.L. A ballistic limit analysis programme for shielding against micrometeoroids and orbital debris // Acta Astronautica. 2011. Vol. 69. № 5-6. P. 245-257. DOI: 10.1016/j.actaastro.2011.04.012.

Sommer M., Yano H., Srama R. Effects of neighbouring planets on the formation of resonant dust rings in the inner Solar System // Astronomy and Astrophysics. 2020. Vol. 635. Art. id. A10. DOI: 10.1051/0004-6361/201936676.

Статья поступила в редакцию 19.02.2025

Статья после доработки 24.02.2025

Статья принята к публикации 28.03.2025

АЛГОРИТМ ФОРМИРОВАНИЯ МНОГОИМПУЛЬСНЫХ ПРОГРАММ КОРРЕКЦИЙ КРУГОВЫХ ОРБИТ ДЛЯ РЕШЕНИЯ ТИПОВЫХ ЗАДАЧ. ЧАСТЬ 2

AN ALGORITHM FOR MAKING OF CIRCULAR ORBITS' MULTIIMPULSE CORRECTION PROGRAMS AIMED AT TYPICAL TASKS SOLVING. PART 2



А.Е. Назаров¹,
доктор технических наук,
naz-a-e@yandex.ru;
A.E. Nazarov

В части 2 статьи сформулированы постановки основных типовых задач коррекции круговых орбит и рассмотрены конкретные примеры решения этих задач с помощью программы, разработанной на основе, представленного в части 1 (Назаров А.Е., 2024) алгоритма формирования многоимпульсных программ коррекций (МПК). Для обеспечения универсальности использования данной программы рассмотрены определённые доработки алгоритма формирования МПК и предложена общая структура и состав исходных данных программы для решения различных типовых задач. В качестве типовых рассмотрены задачи: компенсации ошибок выведения космического аппарата (КА) на заданную орбиту; приведения КА с орбиты выведения на рабочую орбиту, в том числе фазирование по аргументу широты при пакетном выведении; поддержание параметров рабочей орбиты КА в течение срока активного существования (САС); увод КА с рабочей орбиты по окончании САС.

The part 2 of the article covers a setup of main typical tasks of circular orbits' correction and some actual examples of the tasks solving are considered by means of the program developed on the algorithm the circular orbits' multiimpulse corrections (MCP) presented in part 1 of the article. (Nazarov A.E., 2024). For the sake of flexibility of the program application the article considers some definite upgrades of the MCP making algorithm and proposes common framework and composition of the program input data for various typical tasks solving. The following tasks are considered as typical ones: errors compensation of the spacecraft (SC) insertion into target orbit; SC transfer from the insertion orbit into operation orbit, including phasing by the latitude argument in the multi-insertion case; maintenance of the SC operation orbit parameters throughout the entire active lifetime; SC deorbiting at the end of active lifetime.

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

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

Ключевые слова:
 коррекция круговой орбиты;
 многоимпульсная программа коррекций;
 космический аппарат;
 двигательная установка.

DOI: 10.26162/LS.2025.69.54.008

ВВЕДЕНИЕ

Необходимость применения многоимпульсных программ коррекции (МПК) для решения типовых задач коррекции круговых орбит возникает при использовании двигательной установки (ДУ) с малой тягой. Характерной особенностью таких ДУ, например, оснащённых электрическими ракетными двигателями (ЭРД), являются достаточно протяжённые интервалы работы ЭРД, требуемые для изменения корректируемых параметров орбиты. В основе рассматриваемых МПК лежит использование парных двухпараметрических корректирующих импульсов (КИ), реализуемых на участках орбиты, расположенных симметрично относительно восходящего и нисходящего узлов. (Назаров А.Е., 2017). При этом число КИ должно выбираться с учётом ограничений на длительность работы ДУ при одном включении и с учётом минимизации затрат характеристической скорости при реализации протяжённых КИ. Наиболее энергоёмкими являются некомпланарные КИ, используемые для поворота плоскости орбиты (Аверкиев Н.Ф., Ключников В.Ю. и др., 2024).

К основным типовым задачам коррекции круговых орбит целесообразно отнести следующие:

- Компенсация ошибок выведения КА на заданную орбиту.
- Приведение КА с орбиты выведения на рабочую орбиту.
- Поддержание параметров рабочей орбиты КА в течение срока активного существования (САС).
- Увод КА с рабочей орбиты по окончании САС.

Следует отметить, что в задачах приведения можно выделить задачу фазирования положения КА в плоскости орбиты, которая должна решаться, например, при разведении КА по орбитальным позициям при пакетном запуске и задачу перевода КА на заданное расположение трассы на поверхности Земли. По сути для решения этих задач используется фазирование, только в первом случае по аргументу широты u , а во втором – по географической долготе восходящего узла (ГДВУ) λ и реализуется с помощью коррекций периода обращения КА.

Далее рассмотрены конкретные примеры решения типовых задач коррекции с помощью программы, разработанной на основе представленного в части 1 (Назаров А.Е., 2024) алгоритма формирования МПК,

Key words:
 circular orbit correction;
 multiimpulse correction program;
 spacecraft;
 propulsion system.

и приведены соответствующие доработки, учитывающие особенности различных типовых задач коррекции.

1. Компенсация ошибок выведения КА на заданную орбиту

Необходимость решения этой задачи может возникнуть после выведения КА на так называемую орбиту выведения, параметры которой из-за ошибок выведения отличаются от заданных допустимых значений.

В первой части статьи (Назаров А.Е., 2024) был рассмотрен пример решения этой задачи. При этом в качестве заданной орбиты рассматривалась геосинхронная ССО с суточной повторяемостью расположения трассы на поверхности Земли. В качестве ошибок выведения рассмотрены ошибки по периоду обращения КА $\Delta T_{\text{КОР}}$ и по наклону $\Delta i_{\text{КОР}}$. Компенсация этих ошибок необходима для обеспечения ежесуточной повторяемости трассы полёта КА и обеспечения требуемой скорости прецессии плоскости ССО.

Постановка задачи коррекции для рассматриваемого примера сформулирована следующим образом: определить программу включений ДУ для компенсации ошибок выведения КА на заданную ССО $\Delta T_{\text{КОР}}$ и $\Delta i_{\text{КОР}}$ за заданное время $\Delta t_{\text{КОМП}}$ с учётом ограничений на длительность одного включения ДУ $\tau_{\text{ДУ}}^1$.

Эту формулировку можно рассматривать и как общую постановку задачи расчёта программы коррекции периода обращения (высоты) и наклона круговой орбиты, при этом параметры $\Delta t_{\text{КОМП}}$ и $\tau_{\text{ДУ}}^1$ следует рассматривать как ограничения.

Для обеспечения универсальности разрабатываемой программы расчёта параметров типовых коррекций целесообразно доработать представленный ранее алгоритм и дополнить состав исходных данных (ИД) параметрами, учитывающими особенности решения других типовых задач коррекции. С учётом этого в таблице 1 представлена общая структура и состав ИД для решения рассматриваемых далее типовых задач коррекции. Серым фоном выделены обозначения используемых в ИД параметров. В качестве примера содержания ИД использованы данные для решения рассмотренной ранее задачи компенсации ошибок выведения.

АЛГОРИТМ ФОРМИРОВАНИЯ МНОГОИМПУЛЬСНЫХ ПРОГРАММ КОРРЕКЦИЙ КРУГОВЫХ ОРБИТ ДЛЯ РЕШЕНИЯ ТИПОВЫХ ЗАДАЧ. ЧАСТЬ 2

таблица 1 – ИД для решения задачи компенсации ошибок выведения

дата	время	a	e	i	$\Omega\gamma$	ω	ϑ
22.12.2022	12:00:00.0	6947.69	0.0	97.66	0.0	0.0	0.0
$R_{ДУ}$	$R_{уд}$	$m_{КА}$	S_b	S_{sd}			
0.002	1200	400.0	0.00165	0.01121			
$\Delta i_{КОР}^{\Sigma}$	$\Delta T_{КОР}^{\Sigma}$	$N_{КОР}$	N_1	$N_{ВП}$	$N_{ВЦ}$	$\Delta t_{РТ}$	Δu
-0.01	1.0	20	30	3	30	0	0.0
$P_{ТП}$	$P_{НУ}$	$P_{АВТ}$					
0	1	0					

В таблице 1 приняты следующие обозначения:
 $a, e, i, \Omega\gamma, \omega, \vartheta$ – оскулирующие кеплеровы элементы корректируемой орбиты КА (км, б/р, градусы);

$R_{ДУ}, R_{уд}, m_{КА}$ – тяга ДУ, кгс; удельная тяга ДУ, с; масса КА, кг;

S_b, S_{sd} – коэффициенты баллистической и светового давления, м²/кг;

$\Delta i_{КОР}^{\Sigma}$ и $\Delta T_{КОР}^{\Sigma}$ – требуемые изменения наклона и периода обращения КА, градусы и с;

$N_{КОР}$ – общее число коррекций в МПК (удвоенное число пар КИ);

N_1 – номер первого витка в МПК;

$N_{ВП}$ – число витков в паре (число витков, на которых располагается пара КИ, например, $N_{ВП}=1-1$ -й и 2-й КИ на одном витке, $N_{ВП}=2-2$ -й КИ на втором витке);

$N_{ВЦ}$ – число витков в цикле (периодичность повторения пар КИ

$N_{ВЦ}>N_{ВП}$);

$\Delta t_{РТ}$ – время от первой «разгонной» до первой «тормозной» коррекции, сутки;

Δu – требуемое изменение относительного аргумента широты, °;

$P_{ТП}$ – признак точки приложения КИ;

$P_{НУ}$ – признак порядка приложения КИ (0–НУ>ВУ, 1–ВУ>НУ);

$P_{АВТ}$ – признак автоматического определения $\Delta T_{КОР}$.

Следует отметить, что используемые в ИД оскулирующие кеплеровы элементы приняты для удобства геометрического представления положения орбиты в абсолютном пространстве. Непосредственно для интегрирования уравнений движения КА используются так называемые неособенные переменные ($\lambda_0, \lambda_1, \lambda_2, \lambda_3, \lambda_4, \lambda_5$), исключающие особенности интегрирования при нулевых значениях наклона и эксцентриситета орбиты. Неособенные переменные λ_0 – λ_5 связаны с кеплеровыми элементами следующими соотношениями: $\lambda_0=a, \lambda_1=e \cdot \cos(\Omega+\omega), \lambda_2=e \cdot \sin(\Omega+\omega),$

$$\lambda_3=\sin(0.5 \cdot i) \cdot \cos \Omega, \lambda_4=\sin(0.5 \cdot i) \cdot \sin \Omega, \lambda_5=\vartheta+\omega+\Omega.$$

Анализ структуры и состава ИД, представленных в таблице 1 показывает, что она дополнена несколькими новыми параметрами.

Так, для решения задачи фазирования в общую структуру введены параметры $\Delta t_{РТ}$ – интервал времени от первой «разгонной» до первой «тормозной» коррекции и Δu – требуемое изменение относительного аргумента широты. При этом для решения других типовых задач эти параметры должны иметь нулевые значения.

Для возможности приложения КИ не только в узлах орбиты, но и в апсидальных точках (перигей, апогей), введён признак точки приложения КИ $P_{ТП}$. Так, например, приложение КИ в апогее требуется для задачи увода КА с орбиты после срока его активного существования.

2. Разведение КА в плоскости орбиты после пакетного пуска (фазирование по аргументу широты u)

Рассмотрим особенности решения задачи разведения КА в плоскости орбиты после пакетного пуска (фазирование по аргументу широты u).

Под фазированием положения КА понимается приведение КА в заданную орбитальную позицию (ОП), которая определяется в плоскости орбиты значением относительного аргумента широты Δu , отсчитываемого от текущего значения аргумента широты первой ОП для данной плоскости.

В общем случае задачу расчёта программ коррекций фазирования можно сформулировать в следующей постановке:

Определить параметры программы коррекций орбиты КА для изменения его положения в плоскости орбиты по аргументу широты на заданную величину Δu за заданное время $\Delta t_{фаз}$.

Разведение КА по заданным ОП в плоскости орбиты осуществляется проведением коррекции периода обращения КА T , которая обеспечивает соответствующий дрейф положения КА по аргументу широты u в сторону заданной ОП. Коррекция проводится с использованием трансверсальных КИ. Для сохранения в процессе перевода КА круговой орбиты коррекции проводятся парными КИ с интервалом, равным или кратным половине периода обращения КА.

Параметры коррекции (время включения и длительность работы ДУ) рассчитываются, исходя из заданного времени перевода (фазирования) $\Delta t_{\text{фаз}}$ КА и значения углового отклонения положения КА на орбите от заданной ОП Δu . Величина Δu определяется разностью значений u заданной ОП на заданное время перевода $\Delta t_{\text{фаз}}$ и значения u на начало перевода t_0 , т.е. $\Delta u = u(\Delta t_{\text{фаз}}) - u(t_0)$.

Максимальное перемещение КА в плоскости орбиты при фазировании может составлять до 180° (половина витка). При этом затраты характеристической скорости будут существенно зависеть от времени его перевода $\Delta t_{\text{фаз}}$ в требуемую орбитальную позицию.

Стратегия проведения коррекций фазирования будет включать серию «разгонных» КИ для обеспечения определённой скорости дрейфа КА по Δu , пассивный полёт до проведения аналогичной серии, но уже «тормозных» КИ. При этом время от первого «разгонного» до первого «тормозного» КИ $\Delta t_{\text{РТ}}$ должно выбираться, исходя из достижения требуемой величины Δu после последнего КИ, но не позже заданного времени фазирования $\Delta t_{\text{фаз}}$.

Следует отметить, термины «разгонный» и «тормозной» КИ являются условными и соответствуют только порядку проведения коррекций: сначала «разгон», а потом «торможение». «Разгонные» коррекции обеспечивают дрейф положения КА по Δu к заданной ОП за счёт изменения периода обращения КА на величину ΔT_p , а «тормозные» – его устраняют.

Для определения величины ΔT_p допустим, что стратегия фазирования состоит из одной «разгонной» ΔT_p и одной «тормозной» ΔT_t коррекции. При этом «разгонная» проводится в момент t_p , а «тормозная» – в момент t_t . Для остановки дрейфа положения КА по Δu величина изменения периода обращения для «тормозных» коррекций должна быть равна $\Delta T_t = -\Delta T_p$. За интервал времени $\Delta t_{\text{РТ}} = t_t - t_p$ необходимо обеспечить перемещение положения КА на требуемый угол Δu . Это условие можно записать, как $\Delta u = \Delta \dot{u} \Delta t_{\text{РТ}}$, где $\Delta \dot{u}$ – относительная скорость дрейфа КА по u .

Для определения $\Delta \dot{u}$ запишем выражения для скорости дрейфа по u до и после проведения «разгонной» коррекции, соответственно $\dot{u}_1 = \frac{2\pi}{T}$ и $\dot{u}_2 = \frac{2\pi}{T - \Delta T_p}$, где T – период обращения КА до коррекции; ΔT_p – величина изменения периода обращения при «разгонной» коррекции.

Определим относительную скорость дрейфа КА по u как $\Delta \dot{u} = \dot{u}_2 - \dot{u}_1 = \frac{2\pi \cdot \Delta T_p}{T(T - \Delta T_p)}$, и тогда выражение для расчёта Δu можно записать следующим образом:

$$\Delta u = \frac{2\pi \cdot \Delta T_p}{T(T - \Delta T_p)} \cdot \Delta t_{\text{РТ}}. \quad (1)$$

Для заданных значений Δu и $\Delta t_{\text{РТ}}$ из выражения (1) можно определить величину ΔT_p при проведении «разгонной» коррекции:

$$\Delta T_p = \frac{\Delta u \cdot T^2}{2\pi \cdot \Delta t_{\text{РТ}} + \Delta u \cdot T}. \quad (2)$$

Соответственно требуемое изменение периода обращения при проведении «тормозной» коррекции определяется как $\Delta T_t = -\Delta T_p$.

Таким образом, согласно формуле (2) требуемое изменение периода обращения ΔT_p и ΔT_t определяется величинами Δu и $\Delta t_{\text{РТ}}$. Именно эти параметры добавлены в состав ИД для решения задачи фазирования.

Следует заметить, что для заданных значений $\Delta t_{\text{РТ}}$ и Δu величина ΔT_p и соответственно ΔT_t не зависит от числа «разгонных» и «тормозных» коррекций $N_{\text{КОР}}$ (число пар КИ), однако его целесообразно рассматривать одинаковым и тогда суммарное число парных КИ будет равно $2N_{\text{КОР}}$. Число $N_{\text{КОР}}$ должно выбираться, исходя из минимизации времени отработки, планируемой общей МПК фазирования.

Доработка алгоритма расчёта МПК для задачи фазирования будет заключаться во введении определения величины ΔT_p в соответствии с выражением (2) и его использовании в качестве требуемого значения при расчёте программ включений ДУ для задаваемого числа пар КИ $N_{\text{КОР}}$. Так, для расчёта программ «разгонных» КИ используется непосредственно величина ΔT_p , а для «тормозных» КИ соответственно величина $\Delta T_t = -\Delta T_p$.

Величину изменения периода обращения для одного КИ $\Delta T_{\text{КОР}}^1$ с учётом числа пар коррекций $N_{\text{КОР}}$ можно определить как $\Delta T_{\text{КОР}}^1 = \frac{\Delta T_p}{N_{\text{КОР}}}$, а по величине $\Delta T_{\text{КОР}}^1$ определяется и время работы ДУ для одного КИ $\tau_{\text{ДУ}}^1$.

В качестве моментов середины времени приложения первой пары «разгонных» КИ t_{1p} и t_{2p} используются восходящий и нисходящий узлы орбиты. Определение этих моментов и времён последующих включений ДУ рассмотрено в первой части статьи с использованием программы прогнозирования движения центра масс КА.

При минимизации эксцентриситета орбита на момент окончания отработки программы «разгонных» КИ остаётся круговой, поэтому точки приложения трансверсальных «тормозных» КИ уже не обязательно привязывать к узлам орбиты и достаточно

АЛГОРИТМ ФОРМИРОВАНИЯ МНОГОИМПУЛЬСНЫХ ПРОГРАММ КОРРЕКЦИЙ КРУГОВЫХ ОРБИТ ДЛЯ РЕШЕНИЯ ТИПОВЫХ ЗАДАЧ. ЧАСТЬ 2

таблица 2 – ИД для решения задачи фазирования

дата	время	a	e	i	$\Omega\gamma$	ω	ϑ
22.12.2024	19:17:09.0	6947.69	0.0	97.65	0.0	0.0	172.284
$R_{ДУ}$	$R_{уд}$	$m_{КА}$	S_b	S_{sd}			
0.02	1200	300.0	0.00165	0.01121			
$\Delta i_{КОР}^{\Sigma}$	$\Delta T_{КОР}^{\Sigma}$	$N_{КОР}$	N_1	$N_{ВП}$	$N_{ВЦ}$	$\Delta t_{РТ}$	Δu
0.0	0.0	8	3	3	30	20.0	180.0
$P_{ТП}$	$P_{НУ}$	$P_{АВТ}$					
0	1	0					

только изменить времена включения ДУ для первой пары «тормозных» КИ, увеличив их на задаваемую величину интервала времени $\Delta t_{РТ}$, т.е. $t_{1T}=t_{1P}+\Delta t_{РТ}$, $t_{2T}=t_{2P}+\Delta t_{РТ}$. Времена последующих включений ДУ рассчитываются в соответствии с приведённой в первой части статьи системы выражений.

Таким образом, программа «тормозных» КИ будет отличаться от программы «разгонных» КИ в части сдвига времени включений ДУ и смене знака направления трансверсального КИ на противоположный.

Формирование общей МПК фазирования проводится добавлением к программе «разгонных» коррекций программы коррекций «тормозных».

Для уменьшения времени фазирования (приведения) необходимо минимизировать число включений ДУ, однако при этом будет возрастать протяжённость КИ и соответственно время работы ДУ при одном включении $\tau_{ДУ}^1$. Допустимая величина $\tau_{ДУ}^1$ будет определяться техническими ограничениями ДУ и бортовых систем КА.

Стратегия проведения многоимпульсной коррекции орбиты должна заключаться в определении последовательности парных КИ (программы коррекций) с учётом технологического цикла проведения измерений параметров орбиты и управления КА.

Измерение параметров орбиты необходимо для контроля исполнения заданной программы коррекций с целью возможного её изменения при значительных ошибках исполнения КИ. Для этого контроля необходимо предусмотреть соответствующий интервал времени между парами КИ, определяющих цикличность реализации парных КИ. В свою очередь и интервал времени между КИ в паре также должен задаваться с учётом ограничений на условия работы ДУ и может быть больше половины витка, но обязательно кратен половине периода обращения КА.

Контроль выполнения заданных требований по изменению корректируемых параметров орбиты проводится путём прогнозирования движения центра

масс КА с учётом отработки сформированной общей программы коррекции фазирования, в том числе с визуализацией полученных результатов.

Анализ этих результатов позволит в случае необходимости вносить коррективы в ИД и оперативно проводить повторные расчёты для получения требуемых результатов.

Проведение указанных итераций может потребоваться при отклонении изменения аргумента широты для рассчитанной МПК от заданного в ИД значения Δu . Это может иметь место при значительном влиянии эволюции на интервале фазирования и обусловлено тем, что в выражение (2) для расчёта величины ΔT_p не входит параметр, учитывающий эволюцию орбиты. Тем не менее, устранить данное допущение в (2) можно с помощью добавления к задаваемому в ИД требуемому значению Δu величины отклонения с обратным знаком.

В качестве примера решения задачи фазирования с учётом рассмотренных выше доработок алгоритма МПК был рассмотрен вариант фазирования положения КА на круговой ССО с суточной повторяемостью расположения трассы КА на поверхности Земли. В результате фазирования КА должен быть переведён по аргументу широты на $\Delta u=180^\circ$ (половина витка), что эквивалентно сдвигу трассы по географической долготе восходящего узла (ГДВУ) λ на половину межвиткового расстояния 12° .

Для решения рассматриваемой задачи в таблице 2 представлены ИД.

Для принятых ИД был проведён расчёт программы коррекций фазирования, включающей 32 включения ДУ, в том числе восемь пар «разгонных» и восемь пар «тормозных» КИ. Время работы ДУ при одном включении $\tau_{ДУ}^1=393.8$. На рисунке 1 представлен график изменения Δu , построенный по результатам моделирования движения КА с учётом отработки данной программы коррекций.

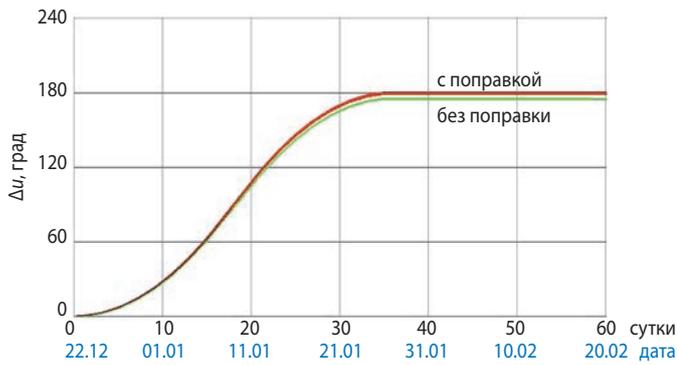


рисунок 1. Изменение относительного аргумента широты Δi

Анализ графика (зелёная линия) показал, что имеет место отклонение от требуемого значения $\Delta i=180^\circ$ на -4° , поэтому повторно был проведён расчёт с изменением в ИД Δi с 180° на 184° . В результате внесения такой поправки было получено требуемое изменение $\Delta i=180^\circ$ (красная линия). При этом время работы ДУ $\tau_{\text{ДУ}}^1$ увеличилось до 402.5 с.

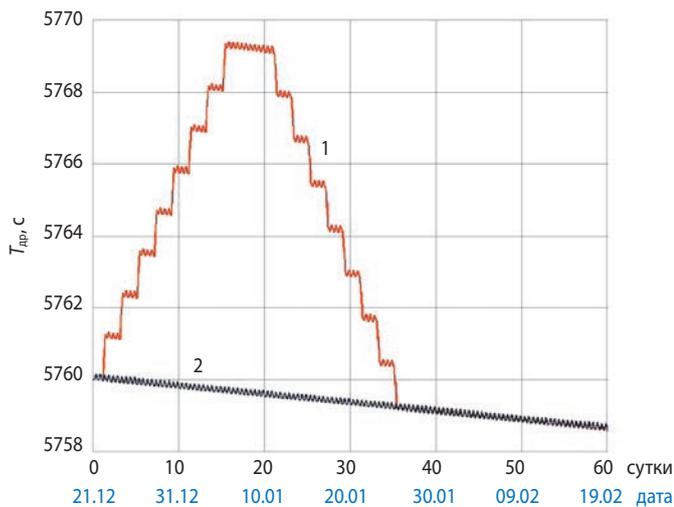


рисунок 2. Изменение драконического периода обращения КА $T_{\text{др}}$

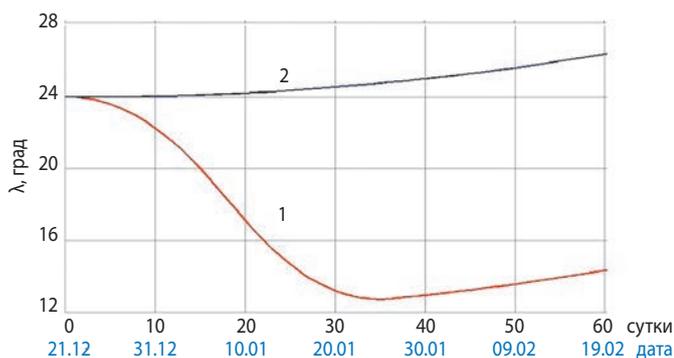


рисунок 3. Изменение ГДВУ λ каждого 15-го витка

Для этой итерации расчёта на рисунках 2 и 3 представлены графики изменения драконического периода обращения КА $T_{\text{др}}$ и ГДВУ λ на интервале 80 суток с учётом проведения коррекций фазирования «1» и без учёта «2». По оси абсцисс отложено время в сутках, а по оси ординат значения соответствующего параметра орбиты в секундах или градусах.

Анализ графиков показывает, что для изменения положения КА в плоскости орбиты на угол $\Delta i=180^\circ$ необходимо обеспечить изменение величины ΔT_p на $+9.3$ с, а ΔT_T на -9.3 с. При заданном времени $\Delta t_{\text{рт}}$ 20 суток общее время фазирования $\Delta t_{\text{фаз}}$ составило ~ 35 суток. Рассчитанная с учётом введённой поправки МПК обеспечивает требуемое относительное положение КА в плоскости орбиты $\Delta i=180^\circ$ и изменение ГДВУ λ на 12° .

3. Поддержание параметров рабочей орбиты КА в течение САС

Для низкоорбитальных орбит основное влияние эволюции проявляется в изменении периода обращения КА из-за торможения в атмосфере Земли. Для компенсации этого возмущения должны периодически проводиться так называемые коррекции поддержания.

Целью проведения коррекций поддержания может являться поддержание высоты орбиты (периода обращения КА) в заданном допустимом диапазоне или поддержание изомаршрутности трассы КА с обеспечением заданной периодичности повторения её расположения на поверхности Земли. В первом случае в качестве допустимого диапазона рассматривается допустимое отклонение периода обращения КА (высоты), а во втором – допустимое отклонение по ГДВУ λ .

Решение рассматриваемой задачи в обоих случаях обеспечивается посредством поддержания драконического периода обращения КА $T_{\text{др}}$, только в первом случае близким к непосредственно заданному значению, а во втором – к так называемому стабильному значению $T_{\text{ст}}$, соответствующему заданной периодичности повторения расположения трассы КА на поверхности Земли.

В общем случае задачу расчёта параметров коррекций поддержания будем рассматривать как поддержание любого заданного значения периода обращения КА в заданном допустимом диапазоне значений в течение заданного срока. Поэтому постановку этой типовой задачи коррекции можно сформулировать следующим образом: определить программу включений ДУ для поддержания периода обращения КА в заданном допустимом диапазоне значений $T \pm \Delta T$ в течение заданного времени $\Delta t_{\text{под}}$ с учётом ограничений на длительность одного включения ДУ $\tau_{\text{ДУ}}^1$.

АЛГОРИТМ ФОРМИРОВАНИЯ МНОГОИМПУЛЬСНЫХ ПРОГРАММ КОРРЕКЦИЙ КРУГОВЫХ ОРБИТ ДЛЯ РЕШЕНИЯ ТИПОВЫХ ЗАДАЧ. ЧАСТЬ 2

таблица 3 – ИД для решения задачи коррекций поддержания

дата	время	a	e	i	Ω_{γ}	ω	ϑ
22.12.2024	19:17:09.0	6947.69	0.0	97.65	0.0	0.0	172.284
$R_{дв}$	$R_{уд}$	$m_{КА}$	S_b	S_{sd}			
0.002	1200	300.0	0.00165	0.01121			
$\Delta i_{КОР}^{\Sigma}$	$\Delta T_{КОР}^{\Sigma}$	$N_{КОР}$	N_1	$N_{ВП}$	$N_{ВЦ}$	Δt_{PT}	Δu
0.0	0.0	5	120	3	240	0.0	0.0
$P_{ТП}$	$P_{НУ}$	$P_{АВТ}$					
0	1	1					

Следует заметить, что определить стратегию проведения коррекций поддержания и в том числе требуемое изменение периода обращения $\Delta T_{КОР}$ можно непосредственным заданием величины $\Delta T_{КОР}$. Эту величину можно определить путём проведения определённого числа расчётов при вариации её значений в ИД. Для автоматического определения этого параметра ИД предлагается доработать алгоритм формирования МПК.

Далее представлен возможный вариант алгоритма дополнительного блока автоматического определения величины $\Delta T_{КОР}$.

1. Для заданных параметров орбиты осуществляется расчёт пассивного ДЦМ КА и формируется массив значений драконического периода обращения КА на каждом витке первого временного цикла (ВЦ) $T(N_1; N_1 + N_{ВЦ})$.

2. Обнуление суммарного значения изменения периода на интервале $N_{ВЦ}$ витков: $\Delta T_{ВЦ}^{\Sigma} = 0$.

3. В цикле по номеру витка i от N_1 до $N_{ВЦ}$ расчёт суммарного изменения периода на интервале $N_{ВЦ}$ витков:

$$\Delta T_{ВЦ}^{\Sigma} = \Delta T_{ВЦ}^{\Sigma} + T(N_1 + N_{ВЦ} * i) - T(N_1 + N_{ВЦ} * (i-1)).$$

4. После окончания цикла расчёт среднего значения изменения периода $\Delta T_{ВЦ}$ на интервале $N_{ВЦ}$ витков: $\Delta T_{ВЦ} = \Delta T_{ВЦ}^{\Sigma} / N_{ВЦ}$.

5. Определение по числу коррекций (парных КИ) $N_{КОР}$ требуемой величины коррекции периода обращения КА: $\Delta T_{КОР} = \Delta T_{ВЦ} * N_{КОР}$.

Задействование этого блока может осуществляться по соответствующему значению признака в ИД, а именно, $P_{АВТ} = 1$.

Следует отметить, что автоматическое определение $\Delta T_{КОР}$ осуществляется для конкретной, заданной в ИД, стратегии проведения коррекций. При неудовлетворительном результате расчёта полученное значение $\Delta T_{КОР}$ можно использовать в качестве первого

приближения непосредственно при выборе оптимального варианта самой стратегии проведения коррекций поддержания. Для этого остаётся возможность непосредственного задания полученной величины $\Delta T_{КОР}$ в составе ИД и отказе от её автоматического определения при $P_{АВТ} = 0$.

В качестве примера рассмотрен расчёт программы коррекций поддержания для ССО с суточной повторяемостью расположения трассы КА на поверхности Земли. ИД представлены в таблице 3.

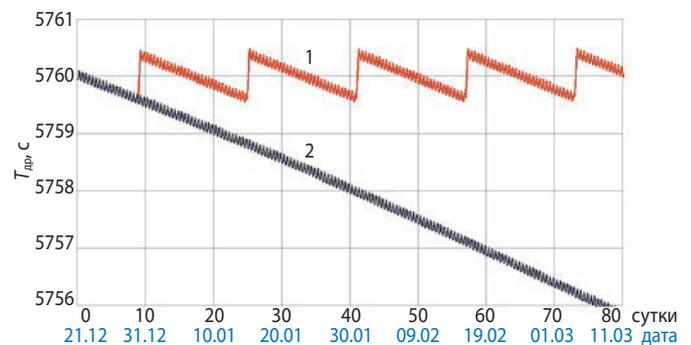


рисунок 4. Изменение драконического периода обращения КА

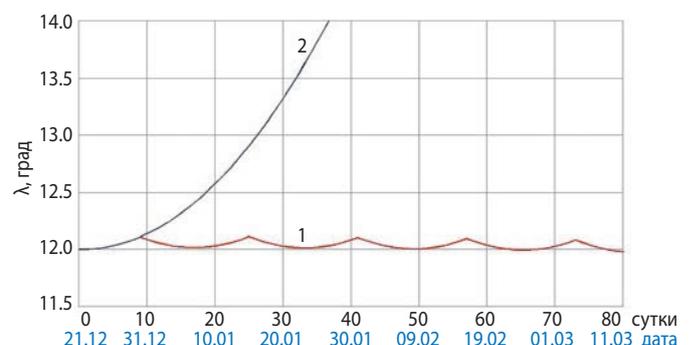


рисунок 5. Изменение географической долготы восходящего узла орбиты

таблица 4 – ИД для решения задачи увода

дата	время	a	e	i	$\Omega\gamma$	ω	ϑ
22.12.2024	20:05:01.3	6771.7	0.0	97.65	0.0	0.0	171.81
$R_{ДУ}$	$R_{уд}$	$m_{КА}$	S_b	S_{sd}			
0.02	1200	300.0	0.0365	0.01121			
$\Delta T_{КОР}^{\Sigma}$	$\Delta T_{КОР}^{\Sigma}$	$N_{КОР}$	N_1	$N_{ВП}$	$N_{ВЦ}$	Δt_{PT}	Δu
0.0	100.0	40	1	3	6	0.0	0.0
$P_{ТП}$	$P_{НУ}$	$P_{АВТ}$					
2	1	0					

В результате расчёта для $N_{КОР}=5$ определено требуемое изменение периода обращения $\Delta T_{КОР}^{\Sigma}=4.01$ с и сформирована программа проведения коррекций поддержания, включающая пять парных КИ через каждые 240 витков, начиная с 120. КИ в паре располагаются на трёх витках, длительность одного КИ составляет 2604.4 с.

На рисунках 4 и 5 представлены графики изменения $T_{ДР}$ и ГДВУ 1 в течение 80 суток. По оси абсцисс отложены текущее время в сутках и дата, по оси ординат – значение параметра орбиты. Обозначение «1» и «2» соответствуют расчету с учётом проведения коррекций и без учёта.

В соответствии с рисунком 4 периодичность проведения коррекций поддержания периода обращения составляет примерно 15 суток. При этом изменение периода обращения КА на величину $\sim 0,8$ с осуществляется одной парой КИ. Диапазон поддержания $T_{ДР}$ составил $\pm 0,5$ с, а отклонение от начального значения ГДВУ 1 не более $0,13^\circ$.

Большая длительность одного включения ДУ $\Delta t_{ДУ}^1=2604.4$ с обусловлена малой тягой ДУ. При наличии ограничений на величину $\Delta t_{ДУ}^1$ необходимо увеличить периодичность проведения коррекций (уменьшить $N_{ВЦ}$) либо допустить увеличение диапазона поддержания $T_{ДР}$ и соответственно ГДВУ λ .

Для поддержания периода обращения КА в течение 80 суток необходимо проведение примерно пяти пар КИ, соответственно в течение одного года потребуются проведение примерно 24 пар КИ.

4. Увод КА с рабочей орбиты по окончанию САС

Для понижения высоты полёта при решении задачи увода КА эффективной точкой приложения КИ является апогей. Для этого в представленном ранее алгоритме формирования МПК введён соответствующий

признак $P_{ТП}$ и предлагается следующая доработка алгоритма в части расчёта моментов включения ДУ для первой пары КИ.

1. Определяем на витке N_1 время полёта КА от перигея до восходящего узла $\Delta t_{\pi\Omega}$ решением уравнения Кеплера при задании значения истинной аномалии $\vartheta=-\omega$.

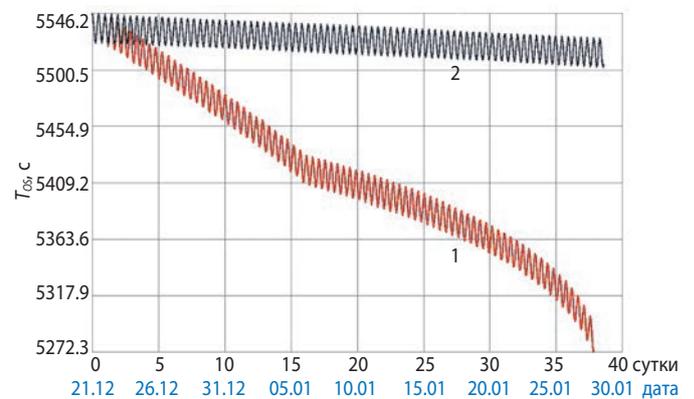


рисунок 6. Изменение окулирующего периода обращения КА $T_{ОС}$

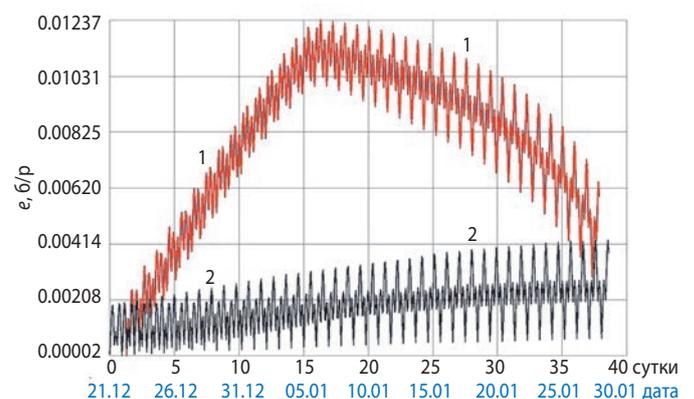


рисунок 7. Изменение эксцентриситета e

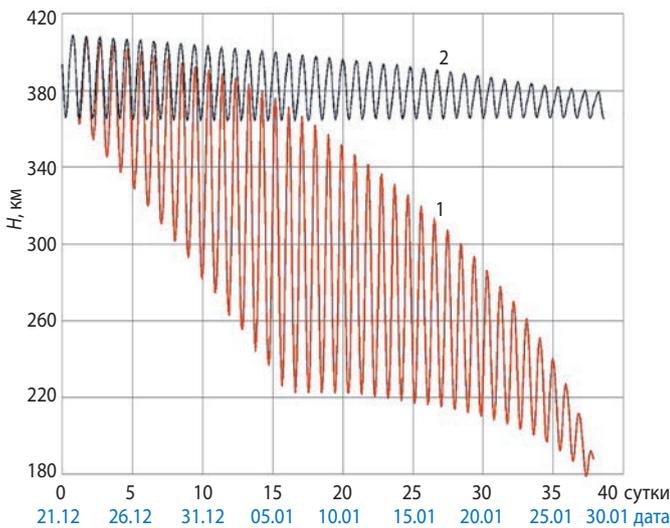


рисунок 8. Изменение высоты полёта КА H

2. Определяем времена приложения первого t_1 и второго t_2 КИ в первой паре для заданного количеством витков в паре $N_{\text{ВП}}$ с учётом отработки первого КИ на расчётную величину $\Delta T_{\text{КОР}}^1$

$$\begin{cases} t_1 = T_{\Omega}^{N_1} - 0,5 \cdot \tau_{\text{ДУ}}^1 - \Delta t_{\pi\Omega} + (P_{\text{ТП}} - 1) \cdot 0,5 \cdot T_{\text{др}}^{N_1}; \\ t_2 = t_1 + (T_{\text{др}}^{N_1} + \Delta T_{\text{КОР}}^1) \cdot (N_{\text{ВП}} - 1), \end{cases} \quad (3)$$

где $P_{\text{ТП}}$ – признак точки приложения КИ, имеющий соответственно значения 0, 1 и 2 для КИ в узлах орбиты, в перигее и в апогее.

Для увода КА с рабочей орбиты необходимо осуществить проведение коррекций периода обращения в апогее орбиты. При этом необходимо обеспечить максимально возможное уменьшение высоты орбиты КА для ускорения его торможения в атмосфере Земли.

В качестве примера решения задачи формирования МПК увода КА с орбиты в таблице 4 представлены ИД.

В качестве возможной программы коррекций увода рассмотрена циклическая программа, включающая 40 пар КИ, реализуемых в районе апогея и проводимых через один виток. Интервал между парами КИ составляет шесть витков. По результатам расчёта длительность одного включения ДУ составила 866,8 с.

На рисунках 6–8 представлены графики изменения оскулирующего периода обращения T_{OS} , эксцентриситета e и высоты орбиты КА H при реализации рассчитанной программы коррекций увода КА на орбиту «захоронения» цифра «1» и «2» для случая пассивного полёта КА.

По оси абсцисс отложены время в сутках и календарная дата, по оси ординат – значения соответствующего параметра орбиты в секундах или км.

Анализ расчётов показал, что в результате отработки рассчитанной МПК высота перигея уменьшилась с 400 км примерно до 180 км. На участке коррекции эксцентриситет орбиты увеличивался из-за приложения КИ в перигее текущей орбиты, но в дальнейшем была тенденция его уменьшения и приближения орбиты к круговой.

Для низкоорбитальных КА расчётная продолжительность пассивного баллистического существования не должна превышать 25 лет. Поэтому требуемое уменьшение высоты перигея должно выбираться, исходя из имеющихся запасов топлива и допустимого времени входа в плотные слои атмосферы.

заключение

Полученные результаты подтверждают корректность предлагаемых доработок представленного алгоритма формирования МПК и целесообразность его использования для разработки программного обеспечения решения рассматриваемых типовых задач коррекции.

Разработанная на основе предложенного алгоритма программа может быть использована как для баллистического проектирования и оценки требуемых запасов характеристической скорости на борту КА и выбора характеристик ДУ, так и для расчёта параметров коррекций орбиты при реальном управлении КА на различных этапах его функционирования.

Предложенная унификация ИД и универсальность программы позволит решать задачи коррекции для широкого круга вариантов круговых орбит с учётом особенностей различных типовых задач.

список литературы

Аверкиев Н.Ф., Ключников В.Ю., Кульвиц А.В., Житников Т.А. Коррекции параметров орбиты малого космического аппарата дистанционного зондирования Земли с учётом особенностей функционирования электрических ракетных двигателей // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2024. № 3. С. 79-86.

Назаров А.Е. Алгоритм формирования многоимпульсных программ коррекций круговых орбит для решения типовых задач. Часть 1 // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2024. № 4. С. 57-64.

Назаров А.Е. Использование программ многоимпульсных двухпараметрических коррекций для изменения наклонения и высоты круговых орбит // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2017. № 3. С. 11-19.

Статья поступила в редакцию 17.02.2025

Статья после доработки 28.03.2025

Статья принята к публикации 31.03.2025

АНАЛИЗ ТРАЕКТОРИЙ ОБЛЁТА АСТЕРОИДОВ, КООРБИТАЛЬНЫХ С ВЕНЕРОЙ, ПРИ ПОЛЁТЕ К ЭТОЙ ПЛАНЕТЕ В 2030–2040 ГОДАХ

ANALYSIS OF THE TRAJECTORIES OF ASTEROID FLYBYS, CO-ORBITAL WITH VENUS, DURING THE FLIGHT TO THE PLANET IN 2030–2040



А.В. Симонов¹,
кандидат
технических наук,
simonovav@laspace.ru;
A.V. Simonov



Е.С. Гордиенко¹,
кандидат
технических наук,
gordienkoes@laspace.ru;
E.S. Gordienko



Д.Б. Добрица¹,
кандидат
технических наук,
dobritsadb@laspace.ru;
D.B. Dobritsa



П.Е. Розин¹,
кандидат
технических наук,
rozin@laspace.ru;
P.E. Rozin

В статье рассмотрены баллистические схемы полёта к Венере с возможными периодами запуска в интервале с 2030 по 2040 год. Анализируется возможность сближений в ходе таких миссий с астероидами, движущимися по орбитам, коорбитальным с Венерой. На сегодняшний момент обнаружено пять астероидов с такими орбитами, которые при этом являются стабильными сейчас и в ближайшем будущем. Ввиду близости периодов орбит планеты и её астероидов-компаньонов возникает потенциальная возможность облёта астероидов для проведения их попутных дистанционных исследований без значительных энергетических затрат по отношению к целевому перелёту к Венере.

Ключевые слова:
межпланетный перелёт;
траектория;
космический аппарат;
астероид;
астероид-компаньон;
коорбитальное движение;
Венера.

DOI: 10.26162/LS.2025.98.91.009

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

The article examines the ballistic flight schemes to Venus with possible launch periods in the interval from 2030 to 2040. It analyzes the possibility of close approaches during such missions with asteroids moving in orbits co-orbital with Venus. To date, five asteroids with such orbits have been discovered, which are currently stable and will remain so in the near future. Due to the proximity of the orbital periods of the planet and its companion asteroids, there is a potential opportunity to fly by the asteroids for conducting their incidental remote studies without significant energy costs relative to the targeted flight to Venus.

Key words:
interplanetary flight;
trajectory;
spacecraft;
asteroid;
co-orbital asteroids;
co-orbital motion;
Venus.

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

ВВЕДЕНИЕ

В конце этого и начале следующего десятилетия ведущие мировые космические агентства собираются отправить к Венере космические аппараты, предназначенные для изучения этой планеты. Такие планы есть у НАСА, ЕКА и Роскосмоса. Эти миссии помогут лучше понять геологию, атмосферу и эволюцию Венеры, а также её потенциальную обитаемость в прошлом или настоящем (*Косенкова А.В. и др., 2023*). Изучение предполагается проводить как орбитальными аппаратами, так и посадочными.

Для повышения научной эффективности перспективной российской космической миссии, а также придания ей большей уникальности, предлагается её расширить путём попутного изучения астероидов с пролётной траектории на межпланетном участке перелёта Земля – Венера.

Схема полёта перспективной российской миссии к Венере, включающей спуск в её атмосферу и посадку на поверхность, на межпланетном участке траектории изначально включала только один этап – классический прямой перелёт от Земли к Венере. Однако при этом расчётные точки посадки при запуске с Земли в оптимальные пусковые периоды приходились на районы с горным рельефом, неудобным для посадки и повышающим шансы на неудачный исход всей миссии. Ввиду низкой угловой скорости вращения планеты вокруг собственной оси, соответствующей длительности венерианских суток, равной 243 земным суткам, долгота точки посадки аппарата практически не может быть изменена путём варьирования времени подлёта в интервале нескольких часов, не требующего больших затрат топлива. Перенос же даты прилёта на десятки суток, обеспечивающий посадку на ровные участки поверхности на других долготах, требует очень больших энергетических затрат и несопоставим с возможностями экспедиции (*Ширшаков А.Е. и др., 2022*).

Для значительного расширения возможных зон посадки в схему полёта был добавлен второй этап. Его идея заключается в изменении траектории следующего подлёта к Венере за счёт проведения гравитационного манёвра при первом облёте. После гравиманёвра космический аппарат (КА) должен выйти на орбиту вокруг Солнца с периодом, равным венерианскому году – 225 суткам. На момент второго подлёта к Венере её поверхность повернётся к трубке подлётных траекторий КА как из-за орбитального движения Венеры вокруг Солнца, так и, в основном, из-за её движения вокруг своей оси. За счёт этого зона возможных посадок расширяется с относительно небольшого участка до большей части поверхности Венеры (*Эйсмонт Н.А. и др., 2021*).

Анализ возможных удобных для этого астероидов и схем полёта, включающих их пролёт, уже был проведён в ряде работ для второго участка перелёта – от первого облёта Венеры с проведением гравитационного манёвра и до второго подлёта и последующей посадки на планету (*Zubko V.A., 2023; Zubko B.A. и др., 2024*).

Однако и на первом этапе перелёта – от Земли к Венере – также возможно организовать встречу с астероидами. Среди кандидатов из всего множества малых небесных тел представляется интересным рассмотреть особую группу астероидов, коорбитальных с Венерой (*de la Fuente Marcos, 2013*). Эти небесные тела находятся в орбитальном резонансе 1:1 с этой планетой, т.е. имеют тот же период обращения вокруг Солнца. Из-за этого также их часто называют астероидами-компаньонами Венеры (*Галушина Т.Ю., 2016*).

Вследствие близости периодов орбит коорбитальных астероидов и Венеры, они постоянно находятся на относительно небольшом расстоянии от планеты и часто сближаются с ней. Поэтому такие астероиды являются хорошими кандидатами для попутных дистанционных исследований с пролётных траекторий при полёте к основной цели миссии – самой Венере.

1. Возможные научные задачи исследования коорбитальных астероидов с пролётных траекторий

Исследование астероидов и других малых тел Солнечной системы с пролётных траекторий нередко применяется в космических миссиях. Широко известны советские экспедиции «ВЕГА-1» и «ВЕГА-2» к комете Галлея. Космический аппарат GALILEO пролетел на небольшом расстоянии от астероида Гаспра, а NEW HORIZONS исследовал Плутон и Харон также исключительно при сближениях с ними аппарата. DEEP SPACE 1 пролетал мимо астероида Брайл и кометы Борелли. Известны и другие примеры. В настоящее время космический аппарат миссии LUCY летит к троянским астероидам Юпитера. На своём пути он в ноябре 2023 года совершил пролёт мимо астероида Динкинеш, а в апреле 2025 – облетел астероид Дональдджохансон. Научные задачи всех этих экспедиций, решаемых при пролётах астероидов связаны, в основном, с изучением физических и химических характеристик состава поверхности малых тел, их картографированием, а также исследованием подповерхностного состава через анализ кратеров, трещин и выбросов.

Научные задачи перспективной российской миссии с облётом астероидов-квазиспутников Венеры при их попутном исследовании могут быть сосредоточены вокруг двух основных направлений – исследований реголита и изучению астероидно-кометной опасности.

Одной из приоритетных задач при исследовании малых тел является изучение структуры и физико-механических характеристик поверхностного слоя для установления особенностей формирования и эволюции реголита, сохранившего информацию о ранней истории Солнечной системы (Маров М.Я., 2023). Для этого могут применяться:

- мультиспектральная съёмка поверхности для определения текстуры и минерального состава реголита;
- инфракрасная спектроскопия для оценки гранулометрического состава и степени уплотнения поверхностного слоя;
- тепловая съёмка для выявления вариаций теплопроводности, связанных с различиями в плотности и пористости реголита.

Кроме того, космический аппарат может быть оснащён небольшим пенетратором (Леун Е.В. и др., 2023), позволяющим провести контактные исследования астероида – напрямую измерить прочностные характеристики, проанализировать состав реголита в месте контакта, регистрацию температуры, сейсмических колебаний и других параметров вблизи поверхности.

С точки зрения оценки астероидно-кометной опасности квазиспутников Венеры, миссия будет способствовать уточнению орбитальных характеристик квазиспутников и оценке их долгосрочной динамической эволюции (Нароенков С.А. и др., 2018). В рамках этой задачи может быть запланировано проведение прецизионных радионавигационных измерений для определения массы, плотности и орбиты астероидов. Полученные данные будут критически важны для понимания степени потенциальной опасности, исходящей от подобных малых тел, а также для выработки стратегий планетарной защиты.

2. Классификация коорбитальных конфигураций

Круговая ограниченная задача трёх тел для орбит астероидов, составляющих коорбитальные пары с планетами, даёт решения в виде траекторий типа «подкова», «головастик», а также квазиспутниковых орбит. При больших эксцентриситетах и наклонениях также возможны коорбитальные конфигурации, включающие соединения орбит типа «головастик» или «подкова» с квазиспутниковыми траекториями, или переходы между ними (Брюно А.Д. и др., 2007).

Астероиды в коорбитальных конфигурациях можно классифицировать, визуализируя орбиту в полярной вращающейся вместе с планетой системе координат с началом в центре масс Солнца $Or\varphi$, где r – расстояние от Солнца до астероида; φ – фазовый

угол астероида относительно планеты, т.е. разность долгот астероида и планеты в эклиптической системе координат. В зависимости от сочетания значений в паре (r, φ) , можно выделить следующие подмножества видов коорбитального движения (Галушина Т.Ю., 2013):

1. Квазиспутники, орбита которых находится вблизи возмущающей планеты и колеблется вокруг нулевого значения угла φ .

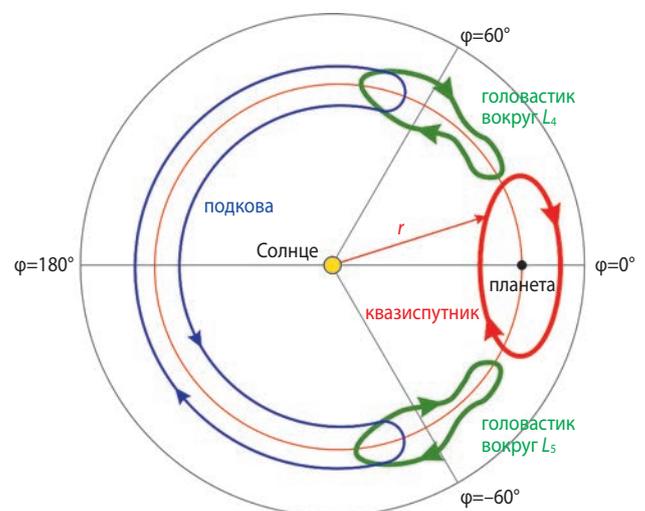
2. Орбиты типа «головастик» вокруг точки либрации L_4 , траектории которых колебанием вокруг этой точки Лагранжа во вращающейся орбитальной системе координат Солнце – планета по форме напоминают головастика. Значение фазового угла φ примерно равно 60° градусам, как и для точки «классического» значения угла для треугольных точек либрации. Однако при больших эксцентриситетах и наклонениях центр колебаний может быть смещён на какую-то величину.

3. Орбиты типа «головастик» вокруг точки либрации Лагранжа L_5 , которые похожи на орбиты вокруг точки L_4 , но их центр колебаний находится в L_5 . Значение фазового угла φ также по модулю равно 60° градусам, но направление с Венеры на астероид направлено в другую сторону относительно Солнца.

4. Подковообразные орбиты во вращающейся орбитальной системе координат выглядят как петля подковы, никогда не закрывающая разрыв в 0° по отношению к направлению Солнце – планета.

5. Составные траектории, сформированные двумя переходящими друг в друга орбитами типа квазиспутник – «подкова» и обратно. Как правило, переходы между ними происходят вблизи точек либрации L_4 или L_5 .

6. Составные траектории для пары орбит типа квазиспутник – «головастик».



рисунки 1. Основные типы коорбитальных траекторий

7. Пролётные орбиты, не находящиеся в резонансе.

На рисунке 1 в системе координат (r, φ) схематично изображены основные типы коорбитальных траекторий – орбиты типа квазиспутник (красный), головастик (зелёный) и подкова (синий).

Первым из астероидов-квазиспутников стал обнаруженный в 1986 году астероид 3753 Круитни, являющийся коорбитальным с Землёй. Далее у Земли были найдены ещё пять подобных астероидов. Также астероиды-компаньоны найдены у Венеры и Нептуна. Кроме того, естественные спутники Сатурна Эпиметей и Янус совершают коорбитальное движение вокруг этой планеты-гиганта.

3. Орбиты астероидов-компаньонов Венеры

На сегодняшний момент подтверждено существование у Венеры пяти коорбитальных астероидов-компаньонов. Это астероиды 2001 СК32, Zoozve (2002 VE68), 2012 ХЕ133, 2013 ND15 и 2015 WZ12 (Pokorný P. et al., 2020). Эти астероиды находятся на различных коорбитальных конфигурациях с планетой. Астероиды 2001 СК32 и 2012 ХЕ133 находятся на составной орбите «подкова – квазиспутник» с переходом через точку либрации L_5 . Астероид Zoozve является квазиспутником Венеры. Астероид 2013 ND15 находится в конфигурации типа «головастик» вокруг точки либрации L_4 , а астероид 2015 WZ12 – на подковообразной орбите. Ещё порядка 20 астероидов обнаружены недавно и их коорбитальность требует подтверждения, т.к. их орбиты определены пока с не очень высокой точностью (Carruba V. et al., 2024).

Параметры орбит объектов указаны в эклиптической системе координат. Астероиды принадлежат

к группе атонов. Орбиты небесных тел этой группы пересекают орбиту Земли с внутренней стороны, т.е. их радиус афелия больше одной а.е., а большая полуось меньше. Из-за пересечения их орбит с орбитой Земли все эти астероиды-компаньоны входят в класс астероидов, сближающихся с Землёй, а астероид Zoozve даже входит в подкласс потенциально опасных для Земли.

Из данных таблицы 1 видно, что значения большой полуоси и периода астероидов совпадают с одноимёнными значениями для Венеры. Однако их орбиты отличаются от круговых и имеют существенный эксцентриситет, в среднем равный 0,4. Перигелий, в основном, располагается в районе орбиты Меркурия, а афелий – немного за орбитой Земли. Плоскости орбит этих астероидов близки к плоскости эклиптики – наклоны орбит не превышают 10 градусов. Также видно, что это относительно небольшие астероиды – их звёздная величина, в основном, равна более 20, что соответствует размеру менее 500 м в диаметре. Орбиты астероидов Zoozve и 2015 WZ12 как представителей орбит типа «квазиспутник» и «подкова», показаны на рисунках с 2 по 5 в двух системах координат (СК). На рисунках 2 и 4 они представлены в обычной эклиптической СК, а на рисунках 3 и 5 – в полярной вращающейся СК $Or\varphi$. Траектории астероидов численно проинтегрированы на 100 витков вперёд при учёте гравитационного влияния всех планет, а также действия давления солнечного света. На рисунке 3 в форме орбиты астероида Zoozve хорошо различима траектория «квазиспутника», находящаяся на небольшом удалении от Венеры. На рисунке 5 в форме орбиты астероида 2015 WZ12 явно прослеживается подковообразная траектория.

таблица 1 – Элементы орбит астероидов, коорбитальных с Венерой

наименование	2001 СК32	Zoozve (2002 VE68)	2012 ХЕ133	2013 ND15	2015 WZ12
большая полуось, а.е.	0,724	0,723	0,723	0,724	0,722
эксцентриситет	0,383	0,410	0,433	0,612	0,413
период, сут.	225	225	225	225	224
радиус перигелия, а.е.	0,447	0,427	0,410	0,281	0,424
радиус афелия, а.е.	1,002	1,020	1,036	1,166	1,019
наклонение, градус	8,13	9,04	6,73	4,80	3,64
долгота восходящего узла, градус	109,29	231,47	281,01	95,80	251,00
звёздная величина	19	21	23	24	26
тип орбиты	составная	квазиспутник	составная	головастик	подкова

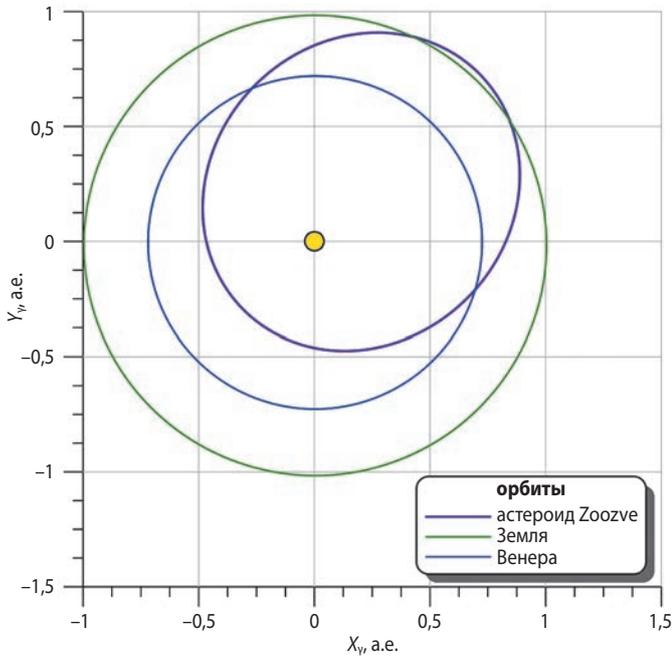


рисунок 2. Орбита астероида Zoozve в эллиптической системе координат

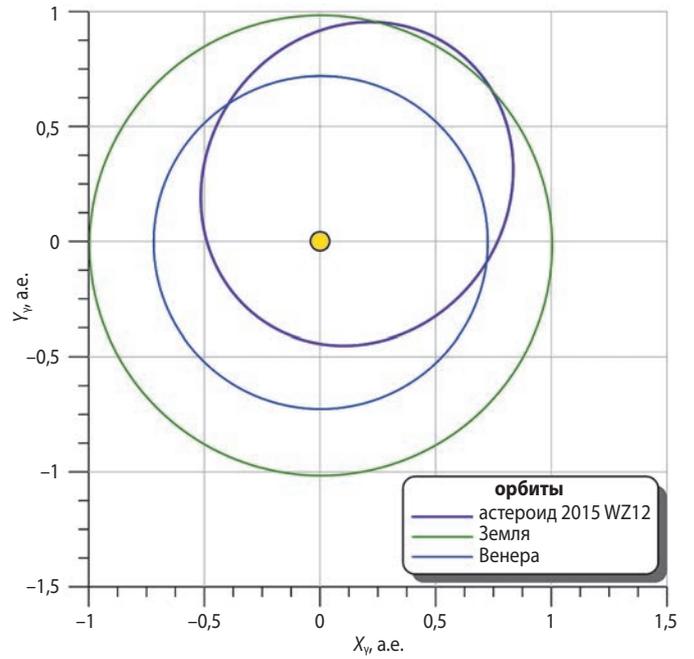


рисунок 4. Орбита астероида 2015 WZ12 в эллиптической системе координат

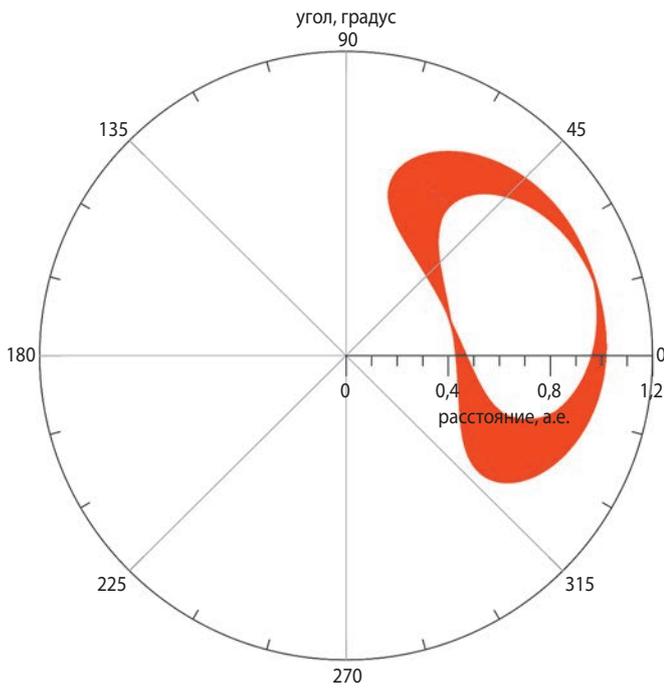


рисунок 3. Орбита астероида Zoozve в полярной вращающейся системе координат $O r \varphi$

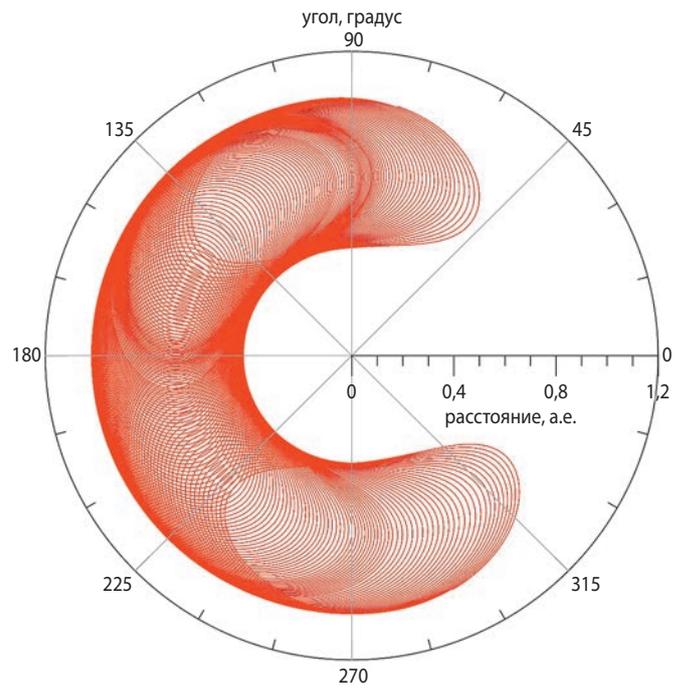


рисунок 5. Орбита астероида 2015 WZ12 в полярной вращающейся системе координат $O r \varphi$

4. Характеристики траекторий полёта к Венере

Были проанализированы варианты прямых перелётов к Венере со стартом с Земли в диапазоне с 2030 по 2040 год. В качестве критерия оптимизации использовалась сумма значений асимптотических скоростей отлёта от Земли (V_1^∞) и подлёта к Венере (V_2^∞)

как наиболее универсальный критерий, независимый от параметров планетоцентрических орбит старта и прилёта:

$$F(T_1, T_2) = V_1^\infty + V_2^\infty,$$

где T_1 – дата старта с Земли; T_2 – дата прилёта к Венере.

АНАЛИЗ ТРАЕКТОРИЙ ОБЛЁТА АСТЕРОИДОВ, КООРБИТАЛЬНЫХ С ВЕНЕРОЙ, ПРИ ПОЛЁТЕ К ЭТОЙ ПЛАНЕТЕ В 2030–2040 ГОДАХ

таблица 2 – Характеристики перелётов Земля – Венера в 2031–2036 годах

параметр	год запуска			
	2031	2032	2034	2036
T_1	16.05.2031	24.12.2032	25.07.2034	24.03.2036
T_2	23.10.2031	08.05.2033	27.11.2034	12.09.2036
ΔT	160	135	125	172
$\Delta\varphi$	199,8	165,1	145,2	232,2
V_1^∞	2,474	2,633	2,668	3,029
ΔV_1	3,499	3,535	3,543	3,633
V_2^∞	3,966	3,720	4,846	5,835
$V_{вх}$	10,992	10,906	11,340	11,796

таблица 3 – Характеристики перелётов Земля – Венера в 2037–2040 годах

параметр	год запуска		
	2037	2039	2040
T_1	25.10.2037	14.05.2039	08.12.2040
T_2	03.04.2038	22.10.2039	06.05.2041
ΔT	160	160	149
$\Delta\varphi$	215,9	201,3	180,2
V_1^∞	2,835	2,495	2,833
ΔV_1	3,584	3,503	3,583
V_2^∞	4,924	4,029	3,102
$V_{вх}$	11,373	11,015	10,711

Результаты расчётов и основные характеристики траекторий перелёта приведены в таблицах 2 и 3. В этих таблицах, в дополнение к введённым ранее, используются следующие обозначения и их размерности: ΔT – длительность перелёта, сутки; $\Delta\varphi$ – угловая дальность перелёта, градус; ΔV_1 – характеристическая скорость разгона с опорной круговой орбиты искусственного спутника Земли высотой 200 км, км/с; $V_{вх}$ – скорость входа спускаемого аппарата в атмосферу, км/с; V^∞ в этих таблицах и далее измеряют в км/с.

С результатами, представленными в таблицах 2 и 3, в дальнейшем будем сравнивать варианты перелёта с облётом астероидов и проводить анализ дополнительных затрат на реализацию миссии «Земля – астероид – Венера» по сравнению с прямыми перелётами к Венере.

5. Полёты к Венере с облётом астероида

Поиск начального приближения для дальнейшей оптимизации траекторий миссий с пролётом в ближайшей окрестности астероида, минимальных по критерию энергетических затрат, будем осуществлять максимально эффективным в данном случае, но простым и практичным с инженерной точки зрения способом – через расчёт расстояний при сближениях КА и астероидов в процессе прямого перелёта. Если при перелёте есть сближение КА и астероида на расстоянии менее 10 млн км, то такой вариант

перелёта далее используется для дальнейшей оптимизации траектории комплексной миссии.

Для каждого из рассмотренных вариантов перелёта были рассчитаны расстояния от КА до астероида на всём временном интервале полёта. Результаты показывают, что интересными для дальнейшего изучения являются запуски со стартом с Земли в 2034 и 2037 годах. В первом случае сближения происходят с астероидами 2013 ND15, 2015 WZ12 и Zoozve, во втором – с 2001 CK32. Графики расстояний для перелёта с запуском 2034 году приведены на рисунке 6, для запуска в 2037 году – на рисунке 7. При запуске в 2034 году КА сближается с астероидами 2013 ND15, 2015 WZ12 и Zoozve на расстояние порядка 20 миллионов км, а при запуске в 2037 году аппарат пролетает мимо астероида 2001 CK32 на расстоянии менее одного миллиона километров.

Для поиска оптимальной траектории комплексной миссии Земля – астероид – Венера минимизируется функционал

$$F(T_1, T_2, T_3) = V_1^\infty + V_2^\infty + V_3^\infty,$$

где T_1 – дата старта с Земли; T_2 – дата пролёта астероида; T_3 – дата прилёта к Венере; V_1^∞ – асимптотическая скорость отлёта от Земли; ΔV_2 – характеристическая скорость манёвра КА, сообщаемая при облёте астероида; V_3^∞ – асимптотическая скорость подлёта к Венере. Также вводится дополнительное условие: решение считается найденным только в том случае, если получен пассивный пролёт астероида, т.е. $\Delta V_2 = 0$.

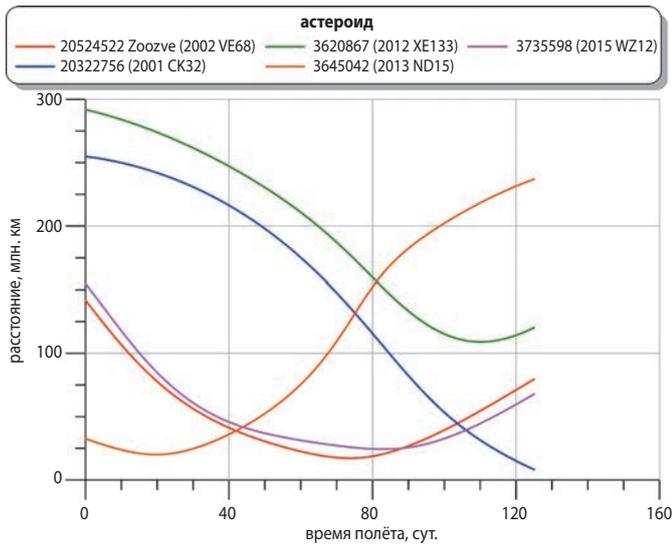


рисунок 6. Расстояния до астероидов при перелёте со стартом в 2034 году

Характеристики найденных оптимальных траекторий для запуска в 2034 году представлены в таблице 4, для запуска в 2037 году – в таблице 5. В них дополнительно приведено значение асимптотической скорости КА при облёте астероида V_2^∞ . Остальные обозначения аналогичны используемым в таблицах 2 и 3. Также для удобства сравнения приведены характеристики рассчитанного ранее прямого перелёта к Венере. Сближения с астероидами во всех случаях организуются на расстоянии около 100–500 км.

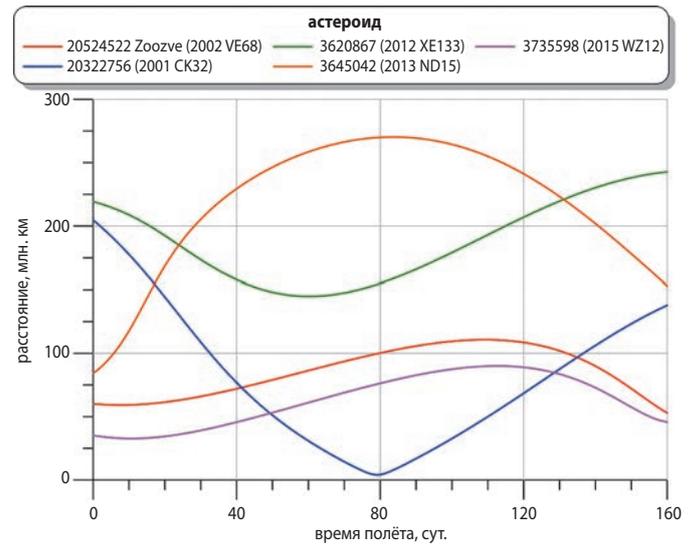


рисунок 7. Расстояния до астероидов при перелёте со стартом в 2037 году

Этого, с одной стороны, достаточно для проведения дистанционных исследований этих тел. С другой – обеспечивается запас на неточность знания их эфемерид.

Из представленных данных видно, что при запуске в 2034 году возможен облёт одного из трёх рассматриваемых астероидов – 2013 ND15, 2015 WZ12 или Zoozve. При этом изменяются энергетические и временные характеристики экспедиции. При полётах с облётом астероидов 2013 ND15 и 2015 WZ12

таблица 4 – Характеристики перелётов Земля – астероид – Венера при запуске в 2034 году

параметр	прямой перелёт	астероид		
		2013 ND15	2015 WZ12	Zoozve
T_1	25.07.2034	29.04.2034	09.06.2034	11.08.2034
T_2	–	15.08.2034	05.10.2034	02.10.2034
T_3	27.11.2034	31.12.2034	01.12.2034	12.12.2034
ΔT	125	246	175	122
$\Delta \varphi$	145,2	283,9	195,0	151,9
V_1^∞	2,668	2,129	2,150	4,803
ΔV_1	3,543	3,428	3,432	4,226
V_2^∞	–	16,155	12,037	14,286
V_3^∞	4,846	5,249	8,177	6,583
$V_{вх}$	11,340	11,517	13,114	12,183

таблица 5 – Характеристики перелётов Земля – астероид – Венера при запуске в 2037 году

параметр	прямой перелёт	астероид 2001 CK32
T_1	25.10.2037	25.10.2037
T_2	–	13.01.2038
T_3	03.04.2038	06.04.2038
ΔT	160	163
$\Delta \varphi$	215,9	220,1
V_1^∞	2,656	2,835
ΔV_1	3,540	3,584
V_2^∞	–	17,200
V_3^∞	4,300	4,924
$V_{вх}$	11,117	11,373

АНАЛИЗ ТРАЕКТОРИЙ ОБЛЁТА АСТЕРОИДОВ, КООРБИТАЛЬНЫХ С ВЕНЕРОЙ, ПРИ ПОЛЁТЕ К ЭТОЙ ПЛАНЕТЕ В 2030–2040 ГОДАХ

уменьшается скорость отлёта от Земли примерно на 0,1 км/с, но возрастает в полтора – два раза длительность полёта. Для миссии с облётом астероида 2013 ND15 скорость входа спускаемого аппарата в атмосферу Венеры возрастает незначительно – примерно на 0,2 км/с; а для 2015 WZ12 увеличивается существенно – почти на 2 км/с. Это ставит

под сомнение практическую реализуемость экспедиции для этого астероида. При полёте с облётом астероида Zoozve значительно возрастает как асимптотическая скорость отлёта от Земли, так и подлёта к Венере – на 0,7 и 1,8 км/с соответственно. Пролёты астероидов для периода запуска в 2034 году происходят с относительной скоростью порядка 12–16 км/с.

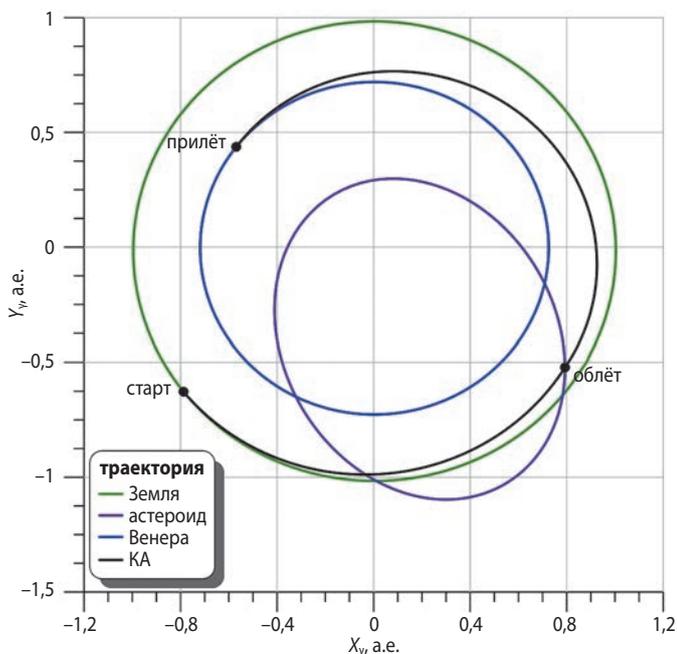


рисунок 8. Траектория перелёта к Венере со стартом в 2034 году и пролётом астероида 2013 ND15

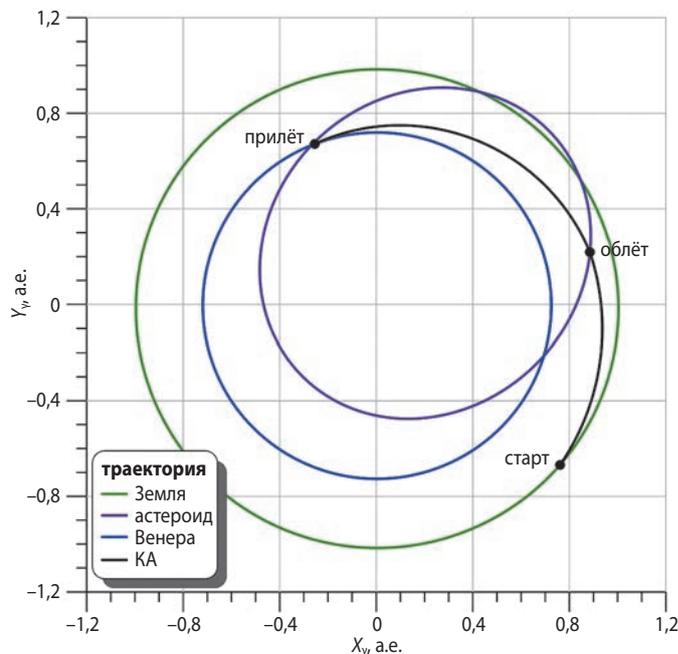


рисунок 10. Траектория перелёта к Венере со стартом в 2034 году и пролётом астероида Zoozve

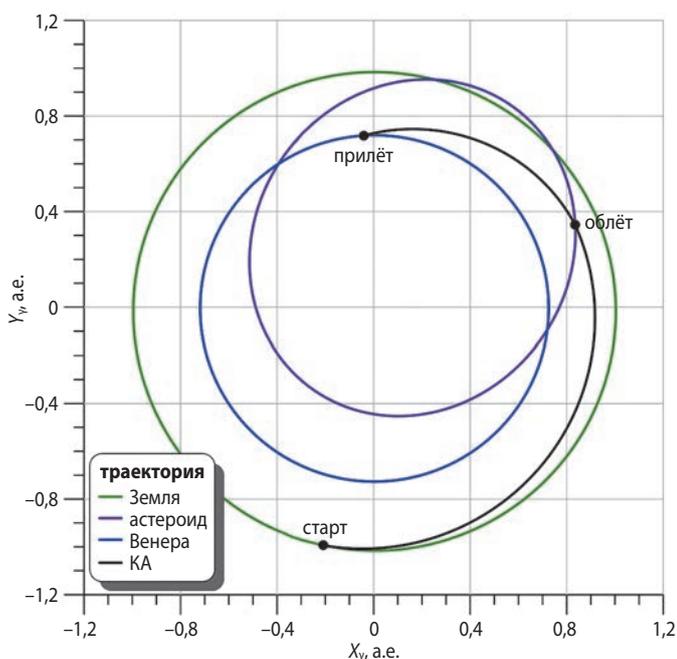


рисунок 9. Траектория перелёта к Венере со стартом в 2034 году и пролётом астероида 2015 WZ12

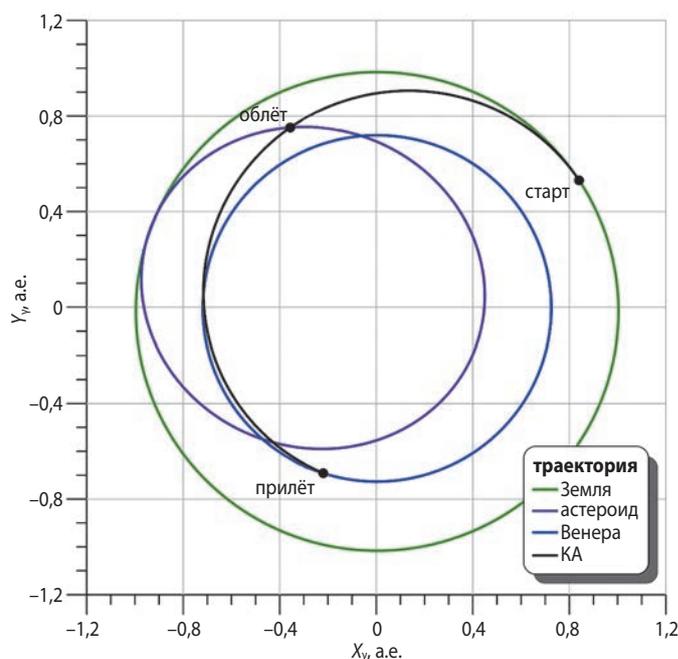


рисунок 11. Траектория перелёта к Венере со стартом в 2037 году и пролётом астероида 2001 CK32

На временной шкале они располагаются в середине или во второй половине перелёта от Земли к Венере. В итоге, для запуска в 2034 году миссия с облётом астероида 2013 ND15 является предпочтительной.

При запуске в 2037 году возможен облёт астероида 2001 SK32 практически без изменения характеристик перелёта Земля – Венера. Только немного – менее 0,3 км/с – возрастает скорость входа спускаемого аппарата в атмосферу Венеры. Эта величина находится в допустимых пределах с точки зрения реализации миссии. Пролёт астероида осуществляется примерно в середине перелёта к Венере, или через три месяца после старта с относительной скоростью около 17 км/с. На рисунках с 8 по 11 для найденных вариантов перелёта Земля – астероид – Венера приведены траектории в эллиптической системе координат.

заключение

В статье рассмотрены траектории перелёта к Венере со стартом в 2030–2040 годах. На этом интервале найдено два пусковых периода, при запуске в которые в процессе перелёта к Венере возможен облёт одного из астероидов – квазиспутников Венеры.

При запуске в 2034 году возможен облёт одного из трёх рассматриваемых астероидов – 2013 ND15, 2015 WZ12 или Zoozve. Предпочтительной является схема полёта с облётом астероида 2013 ND15. Для неё по сравнению со схемой прямого перелёта Земля – Венера энергетические и временные характеристики экспедиции изменяются в допустимых пределах: уменьшается скорость отлёта от Земли, но возрастает скорость входа спускаемого аппарата в атмосферу Венеры. Время полёта также увеличивается.

При запуске в 2037 году возможен облёт астероида 2001 SK32 практически без изменения характеристик перелёта Земля – Венера.

список литературы

Брюно А.Д., Варин В.П. Сложные семейства периодических решений ограниченной задачи // Препр. ИПМ им. М.В. Келдыша. 2007. № 35. 18 с.

Галушина Т.Ю. Исследование вероятностной орбитальной эволюции астероидов в окрестности резонанса 1:1 с Землей // Экологический вестник научных центров Черноморского экономического сотрудничества. 2013. № 4. С. 31-36.

Галушина Т.Ю., Скрипниченко П.В., Титаренко Е.Ю. Исследование динамики астероидов-компаньонов Венеры // Изв. вузов. Физика. 2016. № 59(9). С. 65-72.

Зубко В.А., Эйсмонт Н.А., Назиров Р.Р., Федяев К.С. и др. Анализ траекторий перелета космического аппарата к Венере с пролетом астероидов. // *Астрономический вестник. Исследования Солнечной*

Системы. 2024. Т. 58, № 8. С. 337-355. DOI: 10.31857/S0320930X24030077.

Косенкова А.В., Ефанов В.В., Седых О.Ю. Исследования планет земной группы дистанционными и контактными методами. Часть 1. История // *Вестник НПО им. С.А. Лавочкина.* 2023. № 4. С. 9-19. DOI: 10.26162/LS.2023.62.4.002.

Леун Е.В., Добрица Д.Б., Поляков А.А., Чалов С.А. К вопросу выбора конструкционных материалов для создания многофункциональных инерционных пенетраторов // *Вестник «НПО им. С.А. Лавочкина».* 2023. № 4. С. 80-86.

Маров М.Я. Исследования луны автоматическими космическими аппаратами // *Космические исследования.* 2023. Т. 61, № 1. С. 52-77.

Нароенков С.А., Шустов Б.М. Астероидно-кометная опасность: потенциальная угроза // *Некоторые аспекты современных проблем механики и информатики. Сб. научн. статей. Сер. Механика, информатика и управление / Под ред. Р.Р. Назирова. М.: Институт космических исследований Российской академии наук, 2018. С. 193-202. DOI: 10.21046/aspects-2018-193-202.*

Шуришаков А.Е., Ефанов В.В., Мошшеев А.А., Шостак С.В. Уникальные проекты коллектива НПО имени С.А. Лавочкина (к 85-летию предприятия) // *Вестник «НПО им. С.А. Лавочкина».* 2022. № 2. С. 8-22.

Эйсмонт Н.А., Назиров Р.Р., Федяев К.С., Зубко В.А. и др. Резонансные орбиты в задаче расширения достижимых областей посадки на поверхности Венеры // *Письма в Астрономический журнал.* 2021. Т. 47, № 5. С. 352-367. DOI: 10.31857/S0320010821050041.

Carruba V. et al. New Transient Co-Orbital Asteroids of Venus. *Research Notes of the AAS.* 2024. Vol. 8, № 8. P. 213. DOI: 10.3847/2515-5172/ad7261.

De la Fuente Marcos C., de la Fuente Marcos R. Asteroid 2013 ND15: Trojan companion to Venus, PHA to the Earth // *Monthly Notices of the Royal Astronomical Society.* 2014. Vol. 439, № 3. P. 2970-2977. DOI: 10.1093/mnras/stu152.

Pokorný P., Kuchner M.J., Sheppard S.S. A Deep Search for Stable Venus Co-Orbital Asteroids: Limits on the Population // *The Planetary Science Journal.* 2020. Vol. 1, № 2. P. 47. DOI: 10.3847/PSJ/abab9f.

Zubko V.A. Analysis of Prospective Flight Schemes to Venus Accompanied by an Asteroid Flyby // *Acta Astronautica.* 2023. Vol. 210. P. 56-70. DOI: 10.1016/j.actaastro.2023.05.009.

Статья поступила в редакцию 30.04.2025

Статья после доработки 27.05.2025

Статья принята к публикации 27.05.2025

ДВУХЭТАПНАЯ МЕТОДИКА ИНТЕРВАЛЬНЫХ ОЦЕНОК НАДЁЖНОСТИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ПО РЕЗУЛЬТАТАМ НАЗЕМНОЙ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЙ ОТРАБОТКИ

TWO-STAGE METHODOLOGY FOR INTERVAL ESTIMATES OF THE PROBABILITY OF FAILURE-FREE OPERATION OF A SPACECRAFT BASED ON THE GROUND EXPERIMENTAL TESTING OUTCOME



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



Ю.А. Петров¹,
доцент, кандидат
технических наук,
PetrovIUA@laspace.ru
Yu. A. Petrov

Приведена методика оценки надёжности космических аппаратов (КА) методом байесовского объединения информации при наземной экспериментальной отработке с учётом априорной информации. В качестве априорной информации используются проектные оценки надёжности составных частей КА и оценки надёжности изделий-аналогов. Показано, как, используя метод эквивалентного слабейшего звена, повысить точность полученных оценок. Представленная методика позволяет получать как точечные, так и интервальные оценки вероятности безотказной работы КА.

Ключевые слова:

вероятность безотказной работы;
автоматический космический аппарат;
наземная экспериментальная отработка;
априорная информация;
метод байесовского объединения информации;
метод эквивалентного слабейшего звена.

DOI: 10.26162/LS.2025.26.65.010

A methodology is presented for assessing the spacecraft (SC) reliability by the Bayesian method of data fusion during ground experimental testing, subject to a priori information. Design estimates of the SC components reliability and estimates of the analogue products reliability are used as a priori information. It is shown how, using the equivalent weakest link method, to increase the accuracy of the obtained estimates. The presented technique enables obtaining both point and interval estimates of the probability of the spacecraft failure-free operation.

Key words:

probability of failure-free operation;
automated spacecraft;
ground experimental testing;
a priori information;
Bayesian information fusion method;
equivalent weakest link method.

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.

Введение

Автоматический космический аппарат (КА) является сложной технической системой, включающий в себя десятки приборов, блоков и устройств. Оценка надёжности и, особенно, подтверждение требований надёжности технического задания являются трудными задачами, часто связанными с проблемой ограниченности экспериментальных данных. Особенно это сложно в случае единичных (уникальных) КА, а также на этапе создания опытных изделий (*Насибулин М.Ш.*, 2024).

В соответствии с нормативной документацией контроль и оценка надёжности КА проводится на всех стадиях жизненного цикла изделий.

Оценка и подтверждение надёжности КА на каждом этапе имеет свою специфику и свои методы (*Колобов А.Ю., Алёшин В.Ф., Петров Ю.А.*, 2015).

На этапе проектирования контроль и подтверждение требований надёжности проводится расчётными методами. В качестве исходных данных используются справочные материалы по интенсивностям отказов электрорадиоизделий (ЭРИ), карты рабочих режимов ЭРИ, результаты расчётов прочности и другие данные.

Проектные оценки надёжности КА используют модели, основанные на большом объёме статистических данных по надёжности ЭРИ и физических характеристиках материалов. При невыполнении требований надёжности вводится резервирование или принимаются другие конструктивные решения, обеспечивающие заданный уровень надёжности. Поэтому проектные оценки всегда позволяют подтвердить заданный уровень надёжности КА.

Особенность проектных оценок заключается в том, что результатами являются только точечные значения показателей надёжности. Среднеквадратические отклонения проектных оценок можно получить, выдвигая гипотезу о том, что проектные оценки вероятности безотказной работы (ВБР) КА однородны с экспериментальными оценками по результатам лётных испытаний и эксплуатации. Такой подход даже для малых выборок даёт оценку, результат которой находится в интервале оценок, полученных методами максимального правдоподобия и несмещённых оценок (*Колобов А.Ю., Петров Ю.А.*, 2023; *Колобов А.Ю., Блинов Д.С., Скоробогатов П.О.*, 2024).

Получение корректных оценок ВБР на этапе наземной экспериментальной отработки (НЭО) КА вызывает сложности при объединении статистических данных во-первых, из-за разнородности испытаний по их физической сущности и информативности (тепловые, динамические, прочностные, электрические, в вакууме, макетные и др.), а во-вторых, по информативности. При этом не все испытания повторяются в количестве, позволяющем проводить статистические

оценки их результатов (*Похабов Ю.П., Шендалёв Д.О., Колобов А.Ю. и др.*, 2021).

На этапе лётных испытаний имеет место другая проблема: оценка результатов испытаний должна проводиться до достижения заданного срока активного существования (цензурированные испытания).

1. Получение оценок ВБР КА на этапе НЭО методом байесовского объединения информации

Этап наземной экспериментальной отработки является важнейшим этапом процесса создания КА (*Шевченко С.Н.*, 2021).

Этап наземной экспериментальной отработки включает отработочные, предварительные и приёмочные испытания. К отработочным испытаниям относятся исследовательские или лабораторно-отработочные испытания и доводочные испытания. Отработочные испытания обычно проводятся на макетах составных частей КА. Предварительные и приёмочные испытания (приёмо-сдаточные испытания) являются контрольными и проводятся на образцах составных частей КА, идентичных штатным.

Объём и номенклатура испытаний составных частей КА, проводимых в рамках предварительных и сдаточных испытаний, зависят от специфики составных частей (двигательные установки, радиоэлектронная бортовая аппаратура, системы отделения и раскрытия, антенно-фидерные системы, конструкция и др.). Ресурсные испытания (если они запланированы) проводятся в составе предварительных испытаний.

Контрольные испытания составных частей КА являются более информативными, чем исследовательские. При положительном результате делается заключение о выполнении качественных требований к надёжности составных частей КА.

Для количественных оценок надёжности составных частей КА на этапе наземной экспериментальной отработки статистических данных обычно недостаточно для подтверждения заданных уровней надёжности. Проблему позволяет разрешить использование априорной информации в виде проектных оценок и оценок надёжности изделий-аналогов. Высокую эффективность в этом случае показывает метод байесовского объединения информации (*Савчук В.П.*, 1989; *Кривопапов Д.М., Давыдов А.Е., Барбул Р.Н.*, 2023).

Метод байесовского объединения информации позволяет на любом этапе жизненного цикла получить высокие уровни эффективных оценок показателей надёжности КА.

В нормативной документации отсутствуют критерии выбора изделий-аналогов. На надёжность КА в первую очередь влияет надёжность электронной

ДВУХЭТАПНАЯ МЕТОДИКА ИНТЕРВАЛЬНЫХ ОЦЕНОК НАДЁЖНОСТИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ПО РЕЗУЛЬТАТАМ НАЗЕМНОЙ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЙ ОТРАБОТКИ

компонентной базы. Плотность «упаковки» электро-радиоизделий в бортовой радиоэлектронной аппаратуре в рассматриваемый период развития техники практически одинаковый. Другим определяющим параметром является установленный срок активного существования КА. Поэтому наиболее корректным будет в качестве аналогов выбирать изделия близкой массы с одинаковыми или близкими сроками активного существования.

Составные части КА имеют разный уровень отработанности и разный объём статистической информации. Повысить точность оценок надёжности КА можно объединением оценок надёжности составных частей КА через функцию связи, разработанную в соответствии со структурной схемой надёжности КА:

$$P(\tau) = \varphi \{p_1(\tau), \dots, p_k(\tau)\}, \quad (1)$$

здесь $P(\tau)$ – вероятность безотказной работы (ВБР) КА; $p_i(\tau)$ – ВБР i -й составной части КА; k – количество рассматриваемых составных частей.

Точечные оценки вероятности безотказной работы составных частей КА получают методом байесовского объединения информации. Исходной информацией для оценки являются результаты наземной экспериментальной отработки составных частей с учётом испытаний изделий-аналогов и точечные проектные оценки надёжности составных частей.

В случае, когда известны лишь некоторые числовые характеристики показателя надёжности, например расчётное значение вероятности безотказной работы составных частей, полученное на этапе разработки рабочей документации P_{ai} , и результаты испытаний по биномиальной схеме – общее количество испытаний i -й составной части n_i с учётом испытаний изделий-аналогов и количество отказов d_i , оценка вероятности безотказной работы i -й составной части КА определяется в виде (Савчук В.П., 1989):

$$\hat{P}_i = (\alpha + n_i - d)(\alpha + \beta + n_i)^{-1}. \quad (2)$$

Точность полученной оценки надёжности характеризуется дисперсией

$$\sigma_P^2 = \frac{(\alpha + n_i - d)(\beta + d)}{(\alpha + \beta + n_i)^2 (\alpha + \beta + n_i + 1)}.$$

Условием, при котором функция апостериорной дисперсии монотонно убывает, является выполнение неравенства:

$$\left(\frac{1 - P_{ai}}{P_{ai}} - g \right) \left(d - \frac{n_i}{2} \right) \geq 0; \quad (3)$$

$$g = \frac{d}{n_i - d} \cdot \frac{(d+1)(n_i - 2d) + 2(n_i - d)^2}{(n_i - d + 1)(n_i - 2d) - 2d^2}.$$

В этом случае принимается $\alpha = \beta = 0$.

Предварительные испытания составных частей КА проводятся на образцах, идентичных штатным образцам. Поэтому при оценках вероятности безотказной

работы составных частей КА учитываем результаты контрольных испытаний: предварительных и сдаточных. При наличии аналогов составных частей КА учитываются по два положительных испытания каждого аналога. Т.к. предварительные и сдаточные испытания проводятся до получения положительного результата, то при получении оценок вероятности безотказной работы составных частей КА по результатам наземной экспериментальной отработки, считаем, что отказы в ходе наземной отработки отсутствуют ($d=0$).

В этом случае неравенство (3) не выполняется.

Тогда α и β определяются из уравнений:

$$\alpha = (z_* - n_i) \hat{P}_{ai};$$

$$\beta = (z_* - n_i)(1 - \hat{P}_{ai}).$$

где \hat{P}_{ai} – проектная точечная оценка вероятности безотказной работы i -й составной части КА; z_* – единственный действительный корень уравнения

$$z^3 + Az^2 + Bz + C = 0,$$

где

$$A = -\frac{2s(2\hat{P}_{ai} - 1)}{\hat{P}_{ai}(1 - \hat{P}_{ai})};$$

$$B = -\frac{s(3s + 2\hat{P}_{ai} - 1)}{\hat{P}_{ai}(1 - \hat{P}_{ai})};$$

$$C = -\frac{2s^2}{\hat{P}_{ai}(1 - \hat{P}_{ai})};$$

$$s = n_i(1 - \hat{P}_{ai}) - d.$$

Нижняя доверительная граница вероятности безотказной работы i -й составной части КА определяется по формуле (Сухорученков Б.И., 2020):

$$p_i = \hat{p}_i - u_\gamma \sigma_i, \quad (4)$$

где u_γ – квантиль распределения точечной оценки для доверительной вероятности γ .

Значения квантилей распределения случайной величины для некоторых распределений приведены в таблице (Сухорученков Б.И., 2020).

таблица – Квантили распределения случайной величины

распределение оценок	доверительная вероятность γ		
	0,8	0,9	0,95
нормальное	0,842	1,282	1,645
унимодалное симметричное	1,05	1,49	2,11
произвольное	1,58	2,24	3,16

Нижняя доверительная оценка вероятности безотказной работы КА с доверительной вероятностью γ получается подстановкой в формулу (1) вместо точечных оценок \hat{p}_i соответствующих оценок нижних доверительных границ p_i .

Оценить эффективность метода байесовского объединения информации можно на следующем примере.

Проектная оценка вероятности безотказной работы единичного КА, не имеющего аналогов составила $\hat{P}_a=0,9$. Для единичного аппарата, если учитывать только контрольные испытания (предварительные и сдаточные), $n=2$. Точечная оценка ВБР по результатам наземной экспериментальной отработки составит $\hat{P}=0,94$, а точность этой оценки $\sigma_{\hat{P}}=0,097$.

Оценка нижней доверительной границы ВБР КА при доверительной вероятности $\gamma=0,8$ составит $\underline{P}=0,86$.

2. Повышение точности интервальных оценок ВБР КА на этапе НЭО

Точность полученных интервальных оценок вероятности безотказной работы КА можно повысить, применив методический подход, описанный в РД 50-476-84, как метод эквивалентного слабейшего звена.

В практике метод эквивалентного слабейшего звена наиболее эффективен для сложных технических систем с резервированием.

Для применения указанного метода нужно структурную схему надёжности системы с резервированием преобразовать в линейную структурную схему.

Покажем применение этого метода на примере типовой структурной схемы надёжности космической платформы экспериментального малого КА проекта «Беркут-ВР» разработки АО «НПО Лавочкина», представленной на рисунке 1. Для упрощения в примере целевая аппаратура не рассматривается. Аббревиатуры на рисунке не расшифровываем, т.к. данная структурная схема рассматривается только как пример.

В соответствии с результатами испытаний составных частей КА и структурной схемы надёжности определяется точечная оценка вероятности безотказной работы КА $\hat{P}(\tau)$ путём подстановки точечных оценок вероятности безотказной работы составных частей КА \hat{p}_i , полученных по формуле (2), в функцию связи (1).

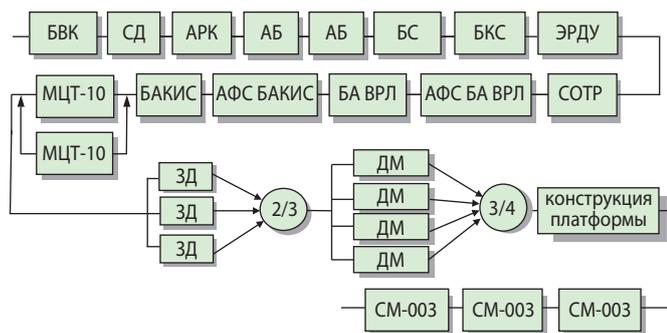


рисунок 1. Структурная схема надёжности космической платформы

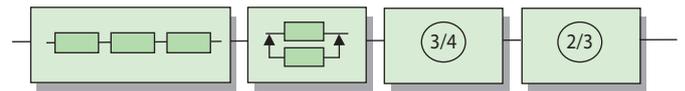


рисунок 2. Структурная схема для преобразованной функции связи

После получения нижних доверительных оценок вероятности безотказной работы для всех составных частей КА по формуле (4) переходим к преобразованию структурной схемы рисунка 1 в линейную структурную схему надёжности.

Структурные схемы надёжности сложных технических систем, к которым относятся КА, можно разбить на простые элементы типов 01 (линейная схема), 03 (резервированная схема) и других (таблица 2 РД 50-476-84).

Анализ структурной схемы надёжности, представленной на рисунке 1 показал, что данную структурную схему условно можно разбить на 4 типа и преобразовать к виду, представленному на рисунке 2.

В этом случае функция связи (1) принимает вид

$$P(\tau)=\varphi\{\hat{p}_1(\tau), \hat{p}_2(\tau), \hat{p}_3(\tau), \hat{p}_4(\tau)\}.$$

Точечные оценки вероятности безотказной работы элементов функции связи (А.4) рассматриваемого примера определяются по следующим формулам:

$$\begin{aligned} \hat{p}_1(\tau) &= \prod_1^k \hat{p}_i; \\ \hat{p}_2(\tau) &= 1 - 0,5(1 - \hat{p}_i)^2; \\ \hat{p}_3(\tau) &= \hat{p}_i^3(4 - 3\hat{p}_i); \\ \hat{p}_4(\tau) &= 3\hat{p}_i^2 - 2\hat{p}_i^3. \end{aligned} \tag{5}$$

Здесь \hat{p}_i – точечное значение оценки вероятности безотказной работы i -го элемента структурной схемы надёжности; k – количество нерезервированных элементов структурной схемы надёжности рисунка 1 (типа 01 по РД 50-476-84).

Приближённая формула (5) даёт корректные результаты при $\hat{p}_i > 0,5$ для схемы «горячего» резервирования.

Функция связи (1) для точечной оценки вероятности безотказной работы КА по результатам наземной экспериментальной отработки с учётом априорной информации в рассматриваемом примере принимает вид:

$$\hat{P}(\tau) = \hat{p}_1(\tau) \cdot \hat{p}_2(\tau) \cdot \hat{p}_3(\tau) \cdot \hat{p}_4(\tau). \tag{6}$$

Использование преобразованных функций связи (6) с применением метода эквивалентного слабейшего звена в соответствии с РД 50-476-84 для получения интервальных оценок вероятности безотказной работы КА позволяет значительно повысить оценки

нижних доверительных границ в условиях ограниченного объёма испытаний.

Для оценки нижней доверительной границы ВБР КА методом эквивалентного слабейшего звена в соответствии с РД 50-476-84 следует определить нижние оценки элементов преобразованной структурной схемы надёжности, представленной на рисунке 2. Эти оценки проводятся с использованием результатов, полученных в рассматриваемом примере по следующим формулам:

$$\underline{p}_1(\tau) = \prod_{i=1}^k \underline{p}_i;$$

$$\underline{p}_2(\tau) = 1 - 0,5(1 - \underline{p}_i)^2;$$

$$\underline{p}_3(\tau) = \underline{p}_i^3(4 - 3 \underline{p}_i);$$

$$\underline{p}_4(\tau) = 3 \underline{p}_i^2 - 2 \underline{p}_i^3.$$

Нижняя доверительная граница ВБР КА, соответствующая доверительной вероятности γ , методом эквивалентного слабейшего звена в соответствии с РД 50-476-84 определяется как

$$\underline{P}(\tau) = \min_{1 \leq i \leq 4} \underline{p}_i(\tau).$$

Очевидно, что интервальные оценки, полученные методом эквивалентного слабейшего звена, будут выше оценок, полученных методом байесовского объединения информации, т.е. выше 0,86.

Представленные алгоритмы оценок надёжности КА на основе оценок вероятности безотказной работы составных частей КА позволяют также получить точечные и интервальные оценки надёжности по результатам лётных испытаний КА.

В этом случае в качестве \hat{P}_{ai} принимаются точечные оценки составных частей КА, полученные по результатам наземной экспериментальной отработки.

заключение

Предложена методика двухэтапной интервальной оценки вероятности безотказной работы КА по результатам наземной экспериментальной отработки составных частей КА с учётом априорной информации в виде проектных оценок надёжности.

На первом этапе методом байесовского объединения информации проводятся интервальные оценки ВБР составных частей КА по результатам наземной экспериментальной отработки с учётом априорной информации в виде проектных оценок.

На втором этапе проводится преобразование структурной схемы надёжности к линейному виду, а затем методом эквивалентного слабейшего звена получается интервальная оценка ВБР КА по результатам наземной экспериментальной отработки.

Применение двухэтапной методики оценки ВБР единичных КА позволяет получить более высокие интервальные оценки по результатам наземной экспериментальной отработки.

список литературы

Колобов А.Ю., Алёшин В.Ф., Петров Ю.А. Проблемные вопросы прогнозирования и подтверждения надёжности космических аппаратов длительного функционирования // Наука и образование: научное издание. МГТУ им. Н.Э. Баумана. 2015. № 6. С. 31-41.

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 // Вестник НПО имени С.А. Лавочкина. 2024. № 2. С. 45-49.

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.

Кривопалов Д.М., Давыдов А.Е., Барбул Р.Н. Методика оценки показателей надёжности по результатам лётных испытаний и эксплуатации // Вопросы электромеханики. Труды ВНИИЭМ. 2023. № 2. С. 7-13.

Насибуллин М.Ш. Взаимосвязь рисков принятия ошибочных решений при планировании и проведении оптимального контроля надёжности иерархических систем космической техники в условиях мелкосерийного производства // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2024. № 2. С. 25-31.

Похабов Ю.П., Шендалёв Д.О., Колобов А.Ю. и др. К вопросу установления коэффициентов безопасности и запасов прочности при заданной вероятности неразрушения силовых конструкций // Сибирский аэрокосмический журнал. 2021. Т. 22, № 1. С. 166-176.

РД 50-476-84 Методические указания. Надёжность в технике. Интервальная оценка надёжности технического объекта по результатам испытаний составных частей. Общие положения.

Савчук В.П. Байесовские методы статистического оценивания. Надёжность технических объектов. М.: Наука, 1989. 328 с.

Сухорученков Б.И. Анализ малой выборки. Прикладные статистические методы. М.: Вузовская книга, 2020. 384 с.

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

Статья поступила в редакцию 05.12.2024

Статья после доработки 23.12.2024

Статья принята к публикации 24.12.2024

ЭТАПЫ РАЗВИТИЯ И СОВЕРШЕНСТВОВАНИЯ АКСИАЛЬНЫХ ТЕПЛОВЫХ ТРУБ КАК БАЗОВОГО ИНСТРУМЕНТА ТЕМПОРЕГУЛИРОВАНИЯ КА

THE AXIAL HEAT PIPES DEVELOPMENT AND IMPROVEMENT MILESTONES AS AN UNDERLYING INSTRUMENT FOR A SPACECRAFT THERMAL CONTROL



Ю.В. Панин¹,
кандидат
технических наук,
PaninIUV@laspace.ru;
Yu.V. Panin

Тепловая труба с аксиальными канавками (АТТ) – это тепловая труба прямой проводимости, обладающая открытой капиллярной структурной в виде продольных канавок. В настоящей статье приводится ретроспектива и этапы развития АТТ как одного из наиболее часто применяемых в космической технике типов тепловых труб (ТТ). Проводится анализ опыта применения АТТ в космической технике, а также направления модернизации АТТ для повышения их теплопередающих характеристик и других функциональных возможностей.

Ключевые слова: аксиальные тепловые трубы; капиллярная структура; фитиль.

DOI: 10.26162/LS.2025.39.86.011

ВВЕДЕНИЕ

Особая привлекательность ТТ для космического применения заключается в возможности использования относительно слабых капиллярных сил для переноса теплоносителя в условиях микрогравитации и передавать тепловую энергию с малым градиентом температур при отсутствии потребности во внешних источниках электрической энергии.

A heat pipe with axial grooves (ATT) represents a direct conduction heat pipe with an open capillary structure constituting longitudinal grooves. This article covers the ATT development retrospective as one of the typically applied in space engineering heat pipes (TT). The ATT space application experience is analyzed as well as the ATT upgrade options aimed at increasing the heat transfer characteristics and other functionality.

Keywords: axial heat pipes; capillary structure; wicking.

Исследования в области тепловых труб, включая разработку различных капиллярных структур и типов тепловых труб происходили в основном в 70-х годах XX века (Reay D.A. et al., 2014). Опыт космического применения показал, что наиболее надёжными среди них были простые конфигурации тепловых труб с аксиальными канавками, которые

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

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

начиная с 1980-х годов стали основным видом тепловых труб большинства космических аппаратов (КА) (Schlitt K.R., 1997).

1. Этапы развития технологии аксиальных тепловых труб

Основным конструктивным элементом любой ТТ является капиллярная структура или фитиль. Капиллярная структура ТТ обеспечивает возврат сконденсировавшегося теплоносителя в зону испарения. Уменьшить потери давления, связанные с течением жидкости, в капиллярной структуре можно за счёт повышения её проницаемости. При этом, пористость капиллярной структуры должна быть низкой, чтобы обеспечить высокое капиллярное давление. Балансирование между этими противоречивыми требованиями привело к созданию различных типов капиллярных структур (рисунок 1) ограниченных по теплопередающей способности (Schlitt K.R., 1997).



рисунок 1. Гомогенные капиллярные структуры

Одним из способов повышения теплопередающей способности может быть применение фитиля с малым размером пор в испарителе, т.е. там, где требуется высокий капиллярный эффект, и более крупными порами в остальных частях тепловой трубы, что позволяет сократить потери вязкости в возвращаемом жидком теплоносителе (Schlitt K.R., 1978).

Развитие этой идеи привело к появлению составных фитилей (рисунок 2), оптимизированных для создания более мощного капиллярного напора, основанные на использовании обособленных каналов – артерий, предназначенных для осевого перемещения жидкой фазы теплоносителя.

Однако конструкции из составных фитилей имели два существенных недостатка: дорогостоящий процесс изготовления для получения надёжных и качественных капиллярных структур, а также высокую

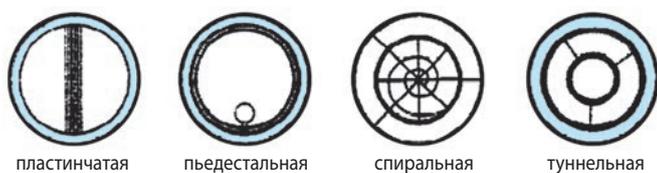


рисунок 2. Разновидности составных фитилей (виды артерий)



рисунок 3. Линейка профилей АТТ компаний США

вероятность закупоривания жидкостного канала пузырьками пара или неконденсирующегося газа, в отличие от надёжных и достаточно простых в изготовлении АТТ.

Впервые концепция аксиальных тепловых труб была сформулирована и реализована инженером Эдвардом Кроличеком на КА GEOS-2, запущенном в 1968 году, где впервые были применены АТТ с теплоносителем Фреон-11 (Deverall J.E. et al., 1970). Компания ОАО, а в последствие Swales Aerospace, в которой работал Эдвард Кроличек, стала одним из основных мировых поставщиков АТТ (см. рисунок 3а). В настоящее время кроме неё активным развитием ТТ в США занимается компания Advanced Cooling Technologies, которая обладает своей линейкой алюминиевых профилей (см. рисунок 3б).

Параллельно работы над ТТ велись в Европе и СССР. В Европе ведущими специалистами по разработке и применению АТТ являются Майнфред Гроль и Райнхард Шлитт. Первые АТТ разработанные М. Гролем были запущены на космических аппаратах в 1974 году.

В нашей стране одним из первых исследователей и разработчиков АТТ являлись: В.Я. Сасин (Сасин В.Я. и др., 1974), профессор Московского энергетического института и В.Л. Баранцевич (Баранцевич В.Л. и др., 1979), сотрудник лаборатории ВНИИЭМ, а в дальнейшем специалист Центра тепловых труб АО «НПО Лавочкина». Впервые в нашей стране на космических аппаратах АТТ были применены в 1976 году, изготовленные из профилей во «Всероссийском институте лёгких сплавов» из сплава АМг2.

2. Особенности конструкции аксиальных тепловых труб

Функционально в АТТ различают три характерных зоны: зона испарения; зона конденсации; транспортная (адиабатная) зона.

В зоне подвода теплового потока (зона испарения) жидкая фаза теплоносителя превращается в пар. Далее под действием разницы давлений пар перемещается из зоны испарения в зону конденсации, где

происходит отвод тепловой энергии от корпуса АТТ. Насыщенный пар, пришедший из зоны испарения, конденсируется на «холодной» стенке АТТ, после чего происходит возврат жидкой фазы теплоносителя на участок испарения под действием капиллярных сил по аксиальным канавкам. Между зоной испарения и зоной конденсации расположена транспортная или адиабатическая зона, вдоль которой также проложены канавки. Принципиальная схема работы АТТ показана на рисунке 4.

Сегодня профили АТТ изготавливаются методом горячего прессования (экструзией) из алюминиевого сплава АД-31, что позволяет с высокой точностью получать сложную внутреннюю структуру продольных канавок в виде единого целого с корпусом тепловой трубы. Эта же технология позволяет делать сложную геометрию внешней оболочки, обеспечивающую развитую контактную поверхность в виде ТТ с полками, упрощающую установку и прогнозируемый тепловой контакт. Как показывает мировой опыт данная технология на сегодняшний день является наиболее распространённой и рациональной. Она позволяет получать профили различной сложности с высокой повторяемостью геометрических параметров и при этом иметь относительно невысокую стоимость.

В настоящее время АО «НПО Лавочкина» является одним из ведущих предприятий отрасли, активно применяющим АТТ. Семейство профилей, разработанных в АО «НПО Лавочкина» отличается внешними и внутренними размерами, а также формой и количеством внутренних канавок, что позволяет удовлетворять различным требованиям по передаваемому тепловому потоку и массе. Контактная поверхность большей части профилей АТТ имеет ширину 30 мм, как наиболее оптимальную с точки зрения обеспечения равномерного распределения тепла. Основные варианты профилей, применяемых

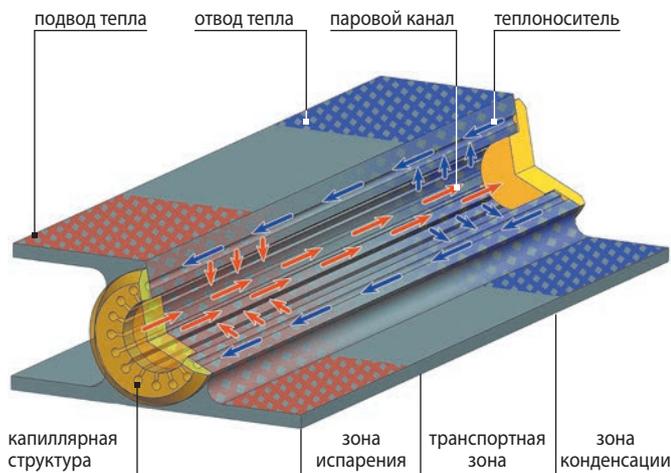


рисунок 4. Принципиальная схема АТТ прямой проводимости

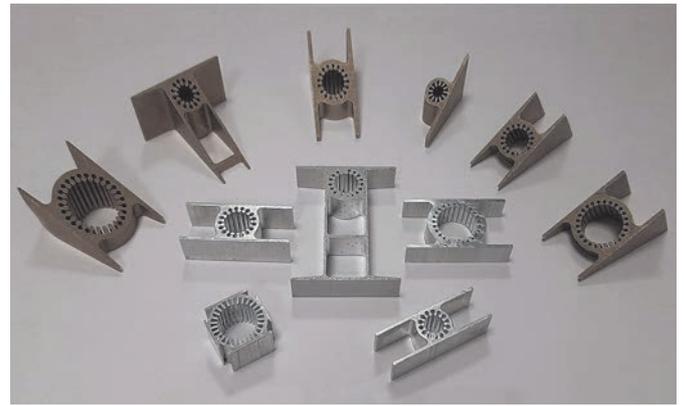


рисунок 5. Примеры профилей АТТ применяемых в АО «НПО Лавочкина»

в АО «НПО Лавочкина» для изготовления АТТ показаны на рисунке 5.

Используемый для изготовления корпуса алюминиевый сплав АД-31, не содержит магний, что позволяет использовать в АТТ наиболее востребованный в космической технике теплоноситель – аммиак. При этом быть уверенным в отсутствии предпосылок для образования неконденсирующихся газов при взаимодействии аммиака с алюминиевым корпусом, что обеспечивает надёжную работу АТТ при длительных сроках эксплуатации вплоть до 20 лет и более.

3. Области применения АТТ в АО «НПО Лавочкина»

Наиболее часто АТТ применяются в тепловых сотовых панелях (ТСП) и как теплопроводы для транспортировки к радиаторам избыточной тепловой энергии. В тепловых сотовых панелях АТТ вклеиваются между двух листов (обшивок) из алюминиевого сплава (например, В-95), а оставшееся пространство заполняется сотовым наполнителем. В этой конфигурации АТТ служат для перераспределения тепла по панели, создавая равномерное поле температур.

Крепление приборов и других элементов на ТСП осуществляется через специальные закладные элементы с резьбовыми отверстиями различной конструкции. Схема расположения АТТ внутри ТСП и способ установки прибора на поверхность ТСП показаны на рисунке 7.

К настоящему времени на АО «НПО Лавочкина» разработан целый ряд технологических процессов, нацеленных на эффективную работу с АТТ, изготовленными из различных профилей. Полки профиля позволяют разделять в них отверстия или пазы для создания разъёмного (винтового) или неразъёмного (заклёпочного) соединений, как между тепловыми трубами, так и соединений с радиаторами или с другими элементами конструкции КА (рисунок 8).

ЭТАПЫ РАЗВИТИЯ И СОВЕРШЕНСТВОВАНИЯ АКСИАЛЬНЫХ ТЕПЛОВЫХ ТРУБ КАК БАЗОВОГО ИНСТРУМЕНТА ТЕРМОРЕГУЛИРОВАНИЯ КА

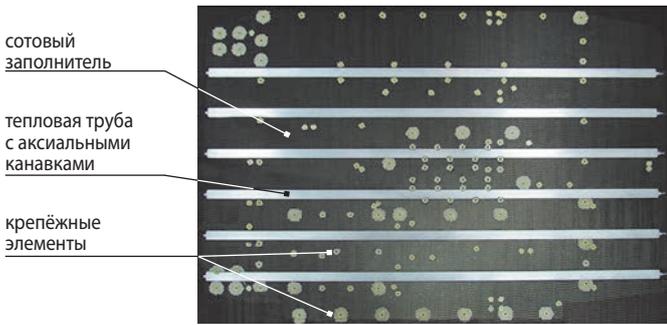


рисунок 6. АТТ внутри ТСП (верхняя обшивка не показана)

Важным моментом технологического процесса изготовления АТТ является возможность её изгиба в различных плоскостях. Такой технологический процесс предусматривает предварительную механическую обработку алюминиевого корпуса ТТ с внешней стороны и последующий изгиб с заданным радиусом. Получаемая таким образом пространственная конфигурация АТТ позволяет избежать нарушения геометрии канавок и ухудшения их теплопередающих параметров.

На рисунке 9а показаны варианты АТТ, изогнутых в одной плоскости для установки внутри ТСП (*Панин Ю.В. и др., 2024*), а на рисунке 9б – АТТ изогнутая в виде кольца предназначенная для термостатирования цилиндрической оболочки телескопа.

Как было сказано выше основной областью применения АТТ является установка внутри ТСП. В тоже время АТТ достаточно широко применяются в виде различных самостоятельных коллекторных или связующих теплопроводов. В частности, на рисунке 10а показан вариант теплопровода радиатора для автономного охлаждения прибора, а на рисунке 10б коллекторный теплопровод, отводящий тепловую энергию от панельных АТТ, расположенных внутри ТСП.

Одним из вариантов применения АТТ является сбор избыточной тепловой энергии от полезной нагрузки с последующей её транспортировкой к радиаторам со встроенными в них АТТ. Такое использование АТТ значительно повышает эффективность радиатора, позволяя значительно уменьшить его размеры и массу.

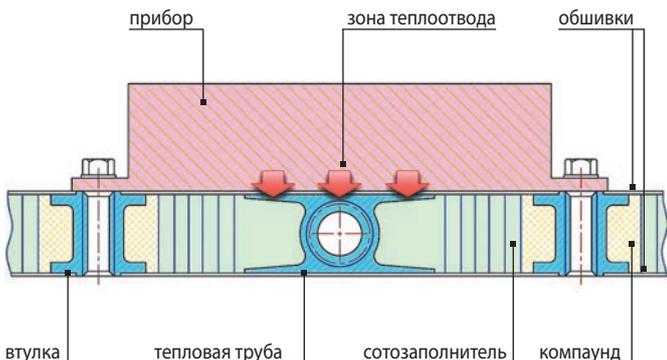


рисунок 7. Тепловая сотовая панель



рисунок 8. АТТ изготавливаемые в АО «НПО Лавочкина»

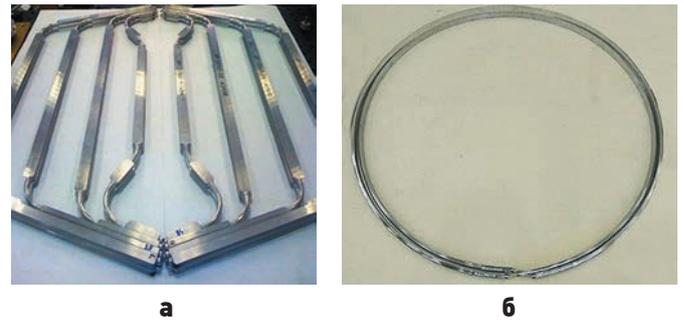


рисунок 9. Конфигурации АТТ производства АО «НПО Лавочкина»

В современных КА как правило используется сразу несколько ТСП. Объединение ТСП коллекторами, обеспечивающими их тепловую связь, является вторым по популярности вариантом использования АТТ после интегрирования в сотовую панель. При этом поверхность АТТ может быть использована, для размещения нагревателей, датчиков, теплопередающих агрегатов или удалена для облегчения массы (рисунок 11).

Длина АТТ в составе объединяющего коллектора может достигать до нескольких метров. Такое решение обеспечивает выравнивание температурных полей между ТСП до нескольких градусов. Однако следует учитывать, что длина АТТ влияет на её рабочие параметры. Увеличение длины АТТ в 2–2,5 раза по сравнению с АТТ длиной в 1 м может вдвое снизить её теплопередающую способность.

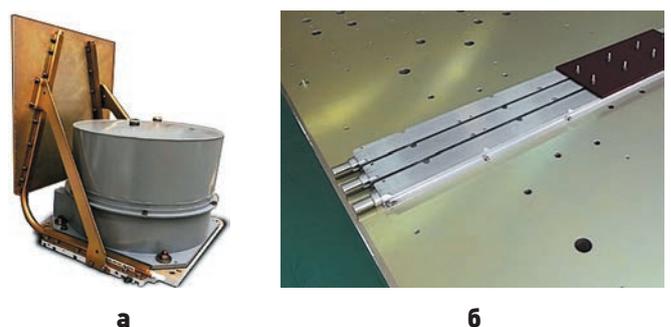
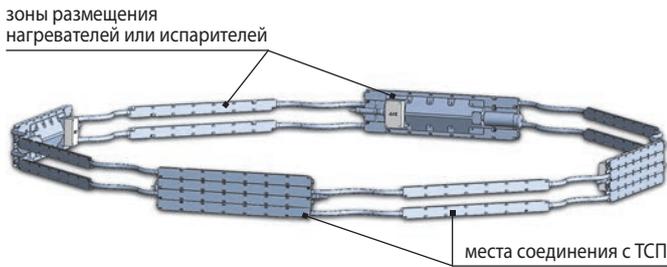


рисунок 10. Автономное охлаждение прибора АТТ с радиатором



рисунки 11. Коллектор из АТТ объединяющий восемь ТСП

4. Направления совершенствования аксиальных тепловых труб

Величина тепловой энергии, передаваемой АТТ, чаще всего ограничена величиной капиллярного напора или по-другому – капиллярным ограничением. Капиллярное ограничение имеет решающее значение в том случае, когда сумма потерь давлений на стороне движущейся жидкости и на стороне перемещающегося насыщенного пара, сопоставима с максимальным капиллярным напором, создаваемым в ТТ. Сам капиллярный напор, создаётся мениском аксиальной канавки в системе жидкость/пар. С другой стороны – создаваемый капиллярный напор обратно пропорционален радиусу кривизны образованного мениска. При образовании мениска на поверхности раздела фаз капиллярное давление можно найти, используя уравнение Лапласа – Янга (Чу С., 1976):

$$P_c = \sigma \left(\frac{1}{R_1} + \frac{1}{R_2} \right),$$

где σ – коэффициент поверхностного натяжения (обычно это Σ); R_1 и R_2 – радиусы кривизны мениска.

Обозначим сумму радиусов:

$$\left(\frac{1}{R_1} + \frac{1}{R_2} \right) = \frac{2}{r_c}, \quad (1)$$

где r_c – эффективный капиллярный радиус пор, при условии максимального значения суммы

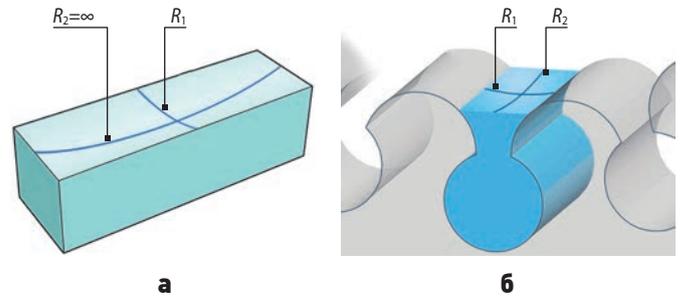
$$\left(\frac{1}{R_1} + \frac{1}{R_2} \right) = \max.$$

Для фитиля с цилиндрическими порами радиусы R_1 и R_2 равны и определяются из условия:

$$R = \frac{r}{\cos\theta}, \quad (2)$$

где θ – краевой угол смачивания; r – радиус пор (рисунки 12).

Подставив значение радиуса пор в уравнение (2), получаем уравнение для определения капиллярного давления



рисунки 12. Мениск в цилиндрической поре

$$P_c = \frac{2\sigma \cos\theta}{r},$$

из которого следует, что максимальное капиллярное давление соответствует углу смачивания равному нулю, косинус которого равен единице $\cos\theta=1$

$$P_c = \frac{2\sigma}{r}. \quad (3)$$

Сравнивая уравнения (3) и (1), получаем, что эффективный радиус для цилиндрических пор равен радиусу пор $r=r_c$.

Для фитилей с прямоугольными канавками, у которых один радиус кривизны равен бесконечности, второй, при угле смачивания равному нулю, равен половине ширины канавки F , эффективный капиллярный радиус будет равен:

$$r_c = F.$$

Из этого следует, что максимальный капиллярный напор ограничен наименьшим радиусом капилляра, который может образоваться при заданной геометрии канавки. Таким образом производительность АТТ можно повысить, уменьшив ширину канавки на границе раздела жидкость – пар (что позволяет получать мениск с малым радиусом кривизны) и увеличив площадь проходного сечения жидкого теплоносителя в самой канавке, чтобы свести к минимуму потери давления на трение.

Таким образом основным направлением совершенствования АТТ стало повышение их эффективности за счёт изменения геометрической формы продольных канавок.

В настоящее время для формирования геометрии канавки применяется технология горячей экструзии, которая позволяет обеспечивать достаточно сложную геометрию канавок для капиллярной структуры. Однако на ранней стадии развития АТТ применялись технологии, не позволявшие получать высокоточные геометрические конфигурации канавок.

Первоначально канавки выполнялись в виде сечения прямоугольной формы. При этом считалось, что одним из наиболее простых способов повышения теплопередающей способности АТТ является увеличение жидкостных каналов за счёт увеличения размера

ЭТАПЫ РАЗВИТИЯ И СОВЕРШЕНСТВОВАНИЯ АКСИАЛЬНЫХ ТЕПЛОВЫХ ТРУБ КАК БАЗОВОГО ИНСТРУМЕНТА ТЕРМОРЕГУЛИРОВАНИЯ КА

канавки с жидкой фазой теплоносителя до 1,5–2,0 мм. При соблюдении условия, согласно которому ширина капиллярной щели должна быть близка к ширине жидкостных канавок.

В свою очередь авторы работы (*Barantsevich V. et al.*, 2001) отметили, что характеристики АТТ с достаточно широкой щелью, полученные при наземных испытаниях, могут существенно отличаться от ожидаемых характеристик АТТ в условиях микрогравитации. Они провели сравнение АТТ с обычными прямоугольными канавками и Ω -образными, где параметры последних имели лучшие показатели в части передаваемой мощности.

В этом же направлении двигались и другие мировые производители АТТ. Примеры прямоугольных и омегаобразных канавок известных европейских производителей ТТ показаны на рисунке 13.



рисунок 13. Примеры профилей с прямоугольными Thales Alenia Space и омега-образными канавками Euro Heat Pipes

Ещё более оптимистичные выводы об изменении канавки в пользу Ω -образной формы приводятся в работе (*Vlassov Valeri et al.*, 2018), где сравнивались АТТ с прямоугольными и Ω -образной канавками. Температура АТТ с Ω -образными канавками оказалась ниже, как на участке испарения, так и на участке конденсации. В частности, при подводимой мощности 60 Вт максимальные температуры в испарителе достигали 56 и 47°C, а минимальные температуры в конденсаторе 36 и 34°C соответственно для рассмотренных АТТ с прямоугольными и Ω -образными канавками.

Проведённое исследование показало, что прямоугольные и Ω -образными канавки имеют схожие результаты в зоне испарителя, однако при этом теплопередающая способность прямоугольной канавки была почти вдвое хуже. Кроме этого, было получено, что в зоне конденсации для АТТ с прямоугольными канавками наблюдалась так называемая «лужа» – избыток сконденсировавшейся жидкой фазы теплоносителя на участке конденсации.

Совершенствование формы канавок проводилось не только за счёт изменения конфигурации канавок. В 1988 году Л.Л. Васильев и другие предложил (*Vasiliev L. et al.*, 2010) метод, для улучшения процесса испарения в канавках. Внутренняя поверхность

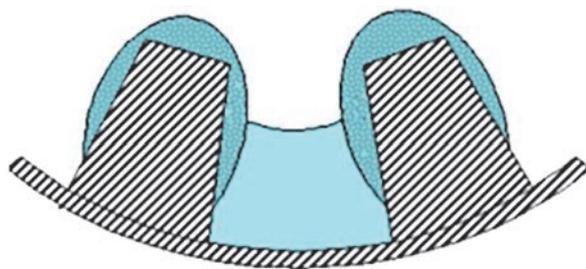


рисунок 14. Слой пористого материала на трапецевидных канавках

трапецевидных канавок была покрыта тонким слоем пористого материала (рисунок 14), который работал, как развитая поверхность испарения с высокой теплопередачей.

Процесс испарения в такой конструкции, происходит на мениске, образованном в канавке, и менисках, образованных в тонком мелкопористом слое. В результате в усовершенствованной конструкции АТТ наблюдалось значительное улучшение коэффициента теплопередачи внутри канавок. Авторами был проведён сравнительный анализ испытаний тепловых труб со слоем капиллярно-пористого материала с размером пор 25–100 мкм, нанесённым на поверхность стенки и АТТ с канавками образованными, как обычно, гладкими поверхностями.

Было показано, что термическое сопротивление испарителя тепловой трубы с пористым слоем на стенке составило величину 0,015–0,02 К/Вт, а для образца АТТ с гладкой стенкой 0,025–0,035 К/Вт. Таким образом термическое сопротивление для традиционной АТТ оказалось на 40–56% выше термического сопротивления тепловой трубы с пористым покрытием, нанесённым на внутреннюю поверхность стенки.

Между тем для зоны конденсации тенденция была противоположной, т.е. тепловое сопротивление конденсатора с пористым слоем было выше, особенно при низкой тепловой нагрузке, что показало необходимость доработки данного варианта модернизации как по геометрии, так по конструктивному исполнению.

Обобщение опыта исследования различных конфигураций канавок АТТ было представлено в работе Шлитта (*Schlitt K.R.*, 1997), который ввёл специальный параметр оценки эффективности – составной фактор. Фактически такой параметр представляет собой обобщённый коэффициент геометрии сечения канавки, который определяется как отношение капиллярного напора канавки при её полном заполнении жидкой фазой теплоносителя, к капиллярному напору, создаваемому канавкой при её неполном заполнении жидкой фазой теплоносителя. Предложенный параметр был использован для оценки типовых видов канавок, применяемых в АТТ (рисунок 15).



рисунок 15. Конфигурации канавок

Данная оценка показала, что трапециевидные канавки (рисунок 15б) позволяют обеспечивать более высокие значения показателя капиллярного напора по сравнению с канавками круглой формы (рисунки 15в, 15г) при одинаковых значениях составного фактора.

Резюмируя выше сказанное можно утверждать, создание узких щелей в месте сопряжения жидкостного и парового каналов создаёт отличные условия для удержания жидкой фазы теплоносителя в жидкостном канале, и при этом позволяет создавать высокий капиллярный напор. Применение прямоугольных канавок снижает потенциальную опасность образования пузырьков пара внутри жидкостного канала в зоне испарения АТТ, что является аргументом в пользу рассматриваемой конструкции ТТ при больших плотностях тёплого потока. В свою очередь АТТ с Ω -образной геометрической формой будут работать лучше прямоугольной и трапециевидной формы открытых канавок по критерию уноса жидкости при низких температурах.

Представленный Шлиттом анализ даёт хорошее представление о параметрах типовых канавок, однако часто формы канавок имеют более сложную конфигурацию, подбираемую с учётом конкретных теплоносителей и внешних тепловых условий. Так наиболее производительные профили АТТ применяемые в настоящий момент на АО «НПО Лавочкина» обладают Ω -образной геометрической формой, но с более развитой частью зуба канавки, что позволяет существенно повысить ее производительность за счёт увеличения площади мениска по сравнению с трапециевидной формой.

ВЫВОДЫ

Простая геометрия и относительно низкая стоимость технологического процесса изготовления профилей с помощью экструзии позволяет получать профили АТТ достаточно сложной геометрии с возможностью дополнительного исполнения фланцев.

Профили АТТ имеют высокую воспроизводимость, надёжность и ресурс. Алюминиевые сплавы, из которых изготавливаются профили для АТТ дают возможность применения аммиака, как наиболее эффективного теплоносителя в рабочем диапазоне температур КА от минус 40 до 50°C. Кроме того АТТ

могут применяться и с другими низкотемпературными теплоносителями такими как пропилен, этан, метан и другие.

Сочетание всех этих необходимых факторов позволило ТТ с аксиальными канавками стать наиболее массовыми и востребованными для космической техники среди многих других видов ТТ.

список литературы

Баранцевич В.Л., Опрышко С.И. Влияние количества теплоносителя на характеристики низкотемпературных тепловых труб с продольными пазами // Инженерно-физический журнал. 1979. Т. XXXVII, № 2. С. 371-372.

Панин Ю.В., Гуров Р.И., Бондаренко В.А. Исследование стабильности функционирования контурных тепловых труб при изменении направления вектора силы тяжести // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2024. № 4. С. 35-42.

Сасин В.Я., Шелгинский А.Я. Основы инженерных методов расчета тепловых труб // Труды МЭИ. 1974. Вып. 198. С. 89-98.

Чи С. Тепловые трубы. Теория и практика. М.: Машиностроение, 1981. 207 с.

Barantsevich V., Goncharov K., Orlov A., Golovin O. Investigation Results of Axial Grooved Heat Pipes with High Thermal Capacity // ICES. 01ICES-75. Orlando, USA. 2001. P. 94-116.

Deverall J.E., Kemme J.E. Satellite Heat Pipe // USAEC Report LA-3278, Contract W-7405-eng-36, Los Alamos Scientific Laboratory. 1970. P. 1-23.

Reay D.A., Kew P.A., McGlen R.J. Heat Pipes. Theory, Design and Applications. UK.: Elsevier, 2014. P. 121-122.

Schlitt K.R. Development of an Axially Grooved Heat Pipe with Non-Constant Groove Width // Proc. 3rd Int. Heat Pipe conf., Palo Alto, California. 1978. AIAA.P. 78-375.

Schlitt K.R. Evolution of heat pipe technology for satellite application // Proc. 10th Int. Heat Pipe conf. Stuttgart. 1997. P. 740-754.

Vlassov Valeri, Bertoldo Jorge Junior, dos Santos Nadjara. A comparative study of performance of heat pipes with rectangular and omega-type grooves. 2018. P. 103-116.

Vasiliev L., Grakovich L., Rabetsky M., Romanenkov A. et al. Grooved heat pipes with nanoporous deposit in an evaporator // Heat Pipe Science and Technology. An International Journal. 2010. № 1. P. 219-236.

Статья поступила в редакцию 30.04.2025

Статья после доработки 15.05.2025

Статья принята к публикации 16.05.2025

К ВОПРОСУ ЗАМЕНЫ МЕДНЕНИЯ ПРИПУСКОМ НА МЕХАНИЧЕСКУЮ ОБРАБОТКУ ПРИ ИЗГОТОВЛЕНИИ ДЕТАЛЕЙ ИЗ КОРРОЗИОННО-СТОЙКИХ СТАЛЕЙ В РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКЕ

TO THE QUESTION OF REPLACING COPPER PLATING WITH MACHINING ALLOWANCE WHEN MANUFACTURING PARTS FROM CORROSION-RESISTANT STEELS IN AEROSPACE TECHNOLOGY



В.В. Гончаров¹,
кандидат
технических наук,
goncharovww@mail.ru;
V.V. Goncharov

Е.А. Хомченко¹,
KHomchenkoEA@
laspace.ru;
E.A. Khomchenko

А.С. Севастьянов¹,
SevastianovAS@
laspace.ru;
A.S. Sevastianov

П.С. Григорьев¹,
кандидат
технических наук,
grigorev.p@gmail.com;
P.S. Grigorev

Специфика производства компонентов для космической техники определяет повышенные требования к качеству получаемых деталей. Поэтому любые нештатные ситуации в технологическом процессе изготовления деталей ответственного назначения являются поводом для пристального изучения. В данной статье рассматриваются вопросы исключения меднения как защитной операции от окисления окончательно изготовленных деталей из коррозионно-стойких сталей при термической обработке, так как после металлизации возможно появление тёмных пятен на поверхности. Приводится оценка качества полученных деталей. Предложенные меры и проведённые исследования позволяют оптимизировать производственные затраты, что весьма востребовано для предприятий космической отрасли.

Ключевые слова:
коррозионно-стойкие стали; меднение;
термическая обработка; окисление; припуск.

DOI: 10.26162/LS.2025.48.45.012

The nature of aerospace technology components production demand higher quality standards. Thus, any contingency in technological process of critical components production is a cause for close analysis. This article deals with the issues of excluding copper plating as a protective operation against oxidation of final manufactured parts made of corrosion-resistant steels during heat treatment, because after metallization it is possible to appear dark spots on the surface. An assessment of the produced components quality is given. The study performed and solutions proposed allow for production cost optimization being in high demand by space industry companies.

Keywords:
corrosion-resistant steels; copper plating;
heat treatment; oxidation; allowance.

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

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

Введение

В ракетно-космической отрасли детали должны обладать высокой стойкостью к динамическим, вибропрочностным, ударным, акустическим, циклическим нагрузкам при требуемых (повышенных и/или пониженных) температурах эксплуатации. Необходимо тщательно изучать наиболее часто возникающие дефекты на изделиях, изготовленных по типовым технологическим процессам, с целью недопущения их в будущем. Поэтому качество поверхности окончательно изготовленных деталей для космических проектов (*Шуришаков А.Е. и др., 2022*) требует пристального внимания в течение всего процесса производства.

Детали из нержавеющей марок сталей, подвергавшихся термообработке на твердость HRC не менее 40, по действующей технологии на термообработку поступают окончательно изготовленными. Поэтому для предупреждения образования окалины и выгорания легирующих элементов на поверхности деталей применяется меднение окончательно обработанных поверхностей. После термообработки и снятия меди периодически возникают трудно идентифицируемые пятна (*Гончаров В.В. и др. Возникновение ... , 2024; Гончаров В.В. и др. О механизмах ... , 2024*), которые нужно удалять гидропескоструйной обработкой.

Окончательно изготовленные детали под слоем меди проходят термическую обработку, в процессе которой возникают внутренние фазовые и термические напряжения. Эти остаточные напряжения могут вызвать искажение формы (коробление) и изменение размеров изделия во время его обработки, эксплуатации или хранения.

Цель данной работы: исключить омеднение окончательно обработанных поверхностей деталей, оставляя минимально возможный припуск, величину которого необходимо определить. Величины припуска должно быть достаточно, чтобы удалить дефектный слой после термообработки, скорректировать химический состав поверхностного слоя и изменение размеров из-за фазовых превращений.

Исследования проводили на заготовках из нержавеющей сталей 40X13 (мартенситная сталь), 95X18 (мартенситная сталь), 16X16H3МАД (мартенсито-ферритная сталь). Образцы подготавливались на металлорежущих станках. Химический состав материалов определялся спектрометрами ДФС-500 и СПЕКС ЛАЭС модификации МАТРИКС. Твердость измерялась при помощи микротвердомера ПМТ-3, твердомера универсального МЕТОЛАБ 703. Размеры контролировались микрометром Mitutoyo (0–25 мм, 0,001 мм). Термическая обработка (ТО) заготовок проводилась в нагревательных камерных печах и соляных ваннах.

Размеры образцов для исследования представлены на рисунке 1. Химические составы исследуемых сталей представлены в таблицах 1–3.

Для получения твердости не менее HRC 40 была проведена следующая термическая обработка:

- сталь 40X13:
 - подогрев изделий перед закалкой: температура подогрева $550 \pm 10^\circ\text{C}$; выдержка 17 мин; после прогрева был произведен быстрый перенос в соляную ванну для закалики,
 - закалка с непрерывным охлаждением: температура нагрева $1040 \pm 10^\circ\text{C}$; выдержка 9 мин; охлаждение в масле,
 - низкотемпературный отпуск: температура нагрева $200 \pm 10^\circ\text{C}$; выдержка 2 ч 30 мин; охлаждение на воздухе;
- сталь 95X18:
 - подогрев изделий перед закалкой: температура подогрева $550 \pm 10^\circ\text{C}$; выдержка 12 мин; после прогрева был произведен быстрый перенос в соляную ванну для закалики,
 - закалка с непрерывным охлаждением: температура нагрева $1040 \pm 10^\circ\text{C}$; выдержка 10 мин; охлаждение в масле,
 - обработка холодом: температура охлаждения минус $60 \pm 10^\circ\text{C}$; выдержка 2 ч 20 мин; выгрузка из установки на воздух,
 - низкотемпературный отпуск: температура нагрева $180 \pm 10^\circ\text{C}$; выдержка 8 ч; охлаждение на воздухе;
- сталь 16X16H3МАД:
 - подогрев изделий перед закалкой: температура подогрева $550 \pm 10^\circ\text{C}$; выдержка 15 мин; после прогрева был произведен быстрый перенос в соляную ванну для закалики,
 - закалка с непрерывным охлаждением: температура нагрева $1060 \pm 10^\circ\text{C}$; выдержка 9 мин; охлаждение в масле,
 - обработка холодом: температура охлаждения минус $60 \pm 10^\circ\text{C}$; выдержка 2 ч 20 мин; выгрузка из установки на воздух,
 - низкотемпературный отпуск: температура нагрева $180 \pm 10^\circ\text{C}$; выдержка 2 ч 20 мин; охлаждение на воздухе.

После термической обработки была проведена очистка поверхности от окалины гидропескоструйной обработкой. Далее проводилось измерение размеров образцов (рисунок 2). Анализ изменения размеров представлен в таблице 4. Видно, что при взаимодействии металла при повышенной температуре с нагревательной средой и с атмосферой печи размеры уменьшились приблизительно до 0,01 мм. Исходя из этого необходимо для окончательного изготовления деталей оставлять припуск перед термической обработкой для нержавеющей сталей не менее 0,01 мм для восполнения потерь объема металла.

К ВОПРОСУ ЗАМЕНЫ МЕДНЕНИЯ ПРИПУСКОМ НА МЕХАНИЧЕСКУЮ ОБРАБОТКУ ПРИ ИЗГОТОВЛЕНИИ ДЕТАЛЕЙ ИЗ КОРРОЗИОННО-СТОЙКИХ СТАЛЕЙ В РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКЕ

таблица 1 – Химический состав стали 40X13

сталь 40X13		химический состав, %				
номер образца	состояние материала	Cr	Mn	Si	Ni	C
ГОСТ 5632-2014		12,00–14,00	≤0,80	≤0,80	–	0,36–0,45
1	до ТО	13,1	0,45	0,3	0,2	0,39
	после ТО	12,83	0,39	0,51	0,19	0,35
	после ТО и после зачистки	12,81	0,45	0,3	0,2	0,36
	после ТО и после снятия материала 0,1 мм	13,18	0,40	0,32	0,22	–
2	до ТО	12,96	0,45	0,3	0,2	0,40
	после ТО	12,26	0,38	0,57	0,17	0,36
	после ТО и после зачистки	12,8	0,45	0,3	0,2	0,37
	после ТО и после снятия материала 0,2 мм	12,92	0,43	0,32	0,24	–

таблица 2 – Химический состав стали 95X18

сталь 95X18		химический состав, %				
номер образца	состояние материала	Cr	Mn	Si	Ni	C
ГОСТ 5632-2014		17,00–19,00	≤0,80	≤0,80	–	0,90–1,00
1	до ТО	17,43	0,28	0,58	0,23	0,95
	после ТО	17,03	0,22	0,70	0,2	0,91
	после ТО и после зачистки	17,17	0,28	0,57	0,24	0,94
	после ТО и после снятия материала 0,1 мм	18,11	0,23	0,37	0,16	–
2	до ТО	17,45	0,28	0,56	0,23	0,93
	после ТО	16,75	0,22	0,72	0,2	0,90
	после ТО и после зачистки	17,17	0,28	0,57	0,23	0,93
	после ТО и после снятия материала 0,2 мм	17,70	0,23	0,37	0,16	–

таблица 3 – Химический состав стали 16X16НЗМАД

сталь 16X16НЗМАД		химический состав, %						
номер образца	состояние материала	Cr	Mn	Si	Ni	Cu	Mo	C
ТУ 14-1-3791-84		15,00–16,50	0,60–1,00	≤0,60	2,00–4,00	1,00–1,50	1,40–1,90	0,13–0,19
1	до ТО	15,7	0,64	0,27	2,49	1,12	1,40	0,15
	после ТО	14,9	0,62	–	2,12	1,07	1,34	0,13
	после ТО и после зачистки	14,9	0,61	0,18	2,27	1,06	1,34	0,14
	после ТО и после снятия материала 0,1 мм	15,24	0,65	0,17	2,31	1,05	1,46	–
2	до ТО	16,1	0,65	0,30	2,10	1,14	1,43	0,16
	после ТО	15,2	0,64	–	2,05	1,05	1,35	0,14
	после ТО и после зачистки	15,4	0,63	0,19	2,06	1,03	1,36	0,18
	после ТО и после снятия материала 0,2 мм	15,5	0,68	0,17	2,32	1,05	1,46	–

таблица 4 – Аналитика изменения размеров образцов

сталь	номер образца	диаметр до ТО, мм	диаметр после ТО, мм	среднее значение, мм	изменение диаметра, мм	округление изменения до сотых, мм
40X13	1	11,992	11,985×11,991	11,988	0,004	0,00
	2	12,059	12,057×12,055	12,508	0,003	0,00
95X18	1	12,155	12,143×12,148	12,146	0,009	0,01
	2	11,947	11,936×11,941	11,939	0,008	0,01
16X16H3МАД	1	12,941	12,905×12,952	12,929	0,013	0,01
	1	8,978	8,946×8,992	8,969	0,009	0,01
	1	6,979	6,953×7,001	6,977	0,002	0,00
	1	6,786	6,761×6,792	6,777	0,009	0,01
	2	12,938	12,912×12,959	12,936	0,002	0,00
	2	8,976	8,952×8,995	8,974	0,003	0,00
	2	6,979	6,95×6,993	6,972	0,007	0,01
	2	6,784	6,763×6,791	6,777	0,007	0,01

таблица 5 – Твёрдость образцов после термической обработки

номер образца	ТО образцы	после снятия материала	твёрдость, HRC		
			ближе к периферии поверхности со стороны торца	между периферией и осью торца	ближе к оси торца
1	сталь 40X13	0,1 мм	HRC 40–41	–	HRC 46–48
2			HRC 42–43	–	HRC 46–48
1		0,2 мм	HRC 45–47	HRC 44–45	HRC 45–46
2					
1	сталь 95X18	0,1 мм	HRC 54–55	–	HRC 57–59
2			HRC 54–55	–	HRC 57–59
1		0,2 мм	HRC 52–54	HRC 53–55	HRC 54–55
2					
1	сталь 16X16H3МАД	0,1 мм	HRC 40–42	–	HRC 50–52
2			HRC 42–43	–	HRC 51–52
1		0,2 мм	HRC 45–47	HRC 51–53	HRC 53–54
2					

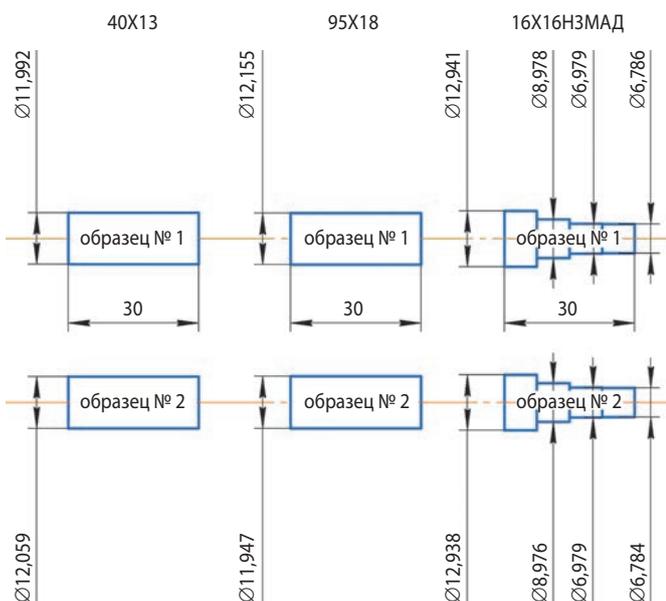


рисунок 1. Исходные размеры образцов из коррозионно-стойких сталей

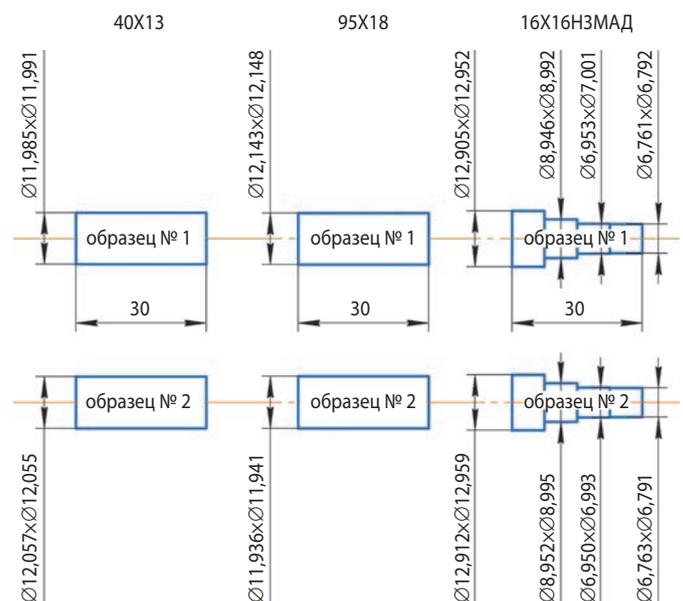


рисунок 2 – Размеры образцов после термической обработки

Распределение химических элементов после термообработки представлено в таблицах 1–3 (см. «после ТО» и «после ТО и после зачистки»). Зачистка проводилась в спектральной лаборатории при помощи наждачной бумаги с зернистостью Р40 и поэтому глубина снятия поверхностного слоя не регламентировалась. Анализ данных показал, что во всех образцах сталей после термообработки произошло снижение содержания хрома. Обезуглероживание поверхности на образцах наблюдается незначительное, не выходящее за допустимый интервал технических требований.

В стали 16Х16Н3МАД содержание молибдена в исходном состоянии находилось на нижнем пределе. Поэтому после термической обработки произошло уменьшение содержания молибдена за рамки допустимых значений из-за воздействия высоких температур. Также в этой стали существенно уменьшилось содержание полезной примеси кремний.

Чтобы проверить верность утверждения об окончательном припуске более 0,01 мм для исследуемых коррозионно-стойких сталей была произведена механическая обработка образцов со снятием слоя материала 0,1 мм и 0,2 мм. Практически окалина для сталей начинает образовываться при температуре от 500°C до 600°C. Толщина окисления и глубина обезуглероженного слоя растут с повышением температуры и времени выдержки. Толщина этого слоя бывает различная (у деталей из легированных сталей она до 0,5 мм, а из углеродистых сталей от 0,5 до 1,0 мм) в зависимости от конфигурации, габаритных размеров детали и других факторов. Для исследуемых коррозионно-стойких сталей из-за их специфики эта толщина меньше. Поэтому для данного исследования и был выбран припуск с размерами 0,1 мм и 0,2 мм.

Определение химического состава обработанных поверхностей на образцах после снятия слоя материала 0,1 мм и 0,2 мм и измерение твёрдости на них приведён в таблицах 1–3, 5.

Наибольшее соответствие данных химического анализа и твёрдости требованиям нормативной документации наблюдается на поверхности образцов, обточенных на 0,2 мм.

Следовательно, для окончательно изготовленных деталей из сталей 40Х13, 95Х18, 16Х16Н3МАД перед термообработкой с учётом разнообразного влияния атмосферы печи или среды нагрева (охлаждения) рекомендуется оставлять припуск не менее 0,2 мм на размер.

Для гарантированного обеспечения качества поверхностного слоя металла без омеднения в реальном производственном процессе рекомендуется оставлять припуск на механическую обработку не менее 0,5 мм. При этом характеристики подповерхностного

слоя не будут отличаться от свойств основного металла после термообработки.

По данным экономистов цеха гальванических покрытий и термической обработки стоимость одного часа работы по нанесению меди на поверхность сталей равна 932,94 руб.·ч (данные 2024 года). Процесс меднения длится от девяти часов.

По данным экономистов механического цеха стоимость одного часа работы по снятию припуска 0,5 мм с размера коррозионно-стойких сталей равна 442,64 руб.·ч (данные 2024 года). Время снятия припуска составляет до одного часа.

Таким образом, с экономической точки зрения нанесение меди является более трудозатратным для производства, а также более длительным по времени, что однозначно оправдывает её замену припуском механической обработкой.

заключение

Детали из нержавеющей сталей марок 40Х13, 95Х18, 16Х16Н3МАД, подвергающиеся термообработке на твёрдость HRC не менее 40 необходимо изготавливать с припуском не менее 0,5 мм, если конфигурация детали позволяет изготовить её без применения более затратной медной металлизации.

список литературы

Гончаров В.В., Севастьянов А.С., Григорьев П.С., Плаксин А.М. Возникновение тёмных пятен на поверхности деталей из коррозионно-стойкой стали 95Х18 после термической обработки с меднением и пути решения этой задачи в ракетно-космической технике // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2024. № 3. С. 43-47. DOI 10.26162/LS.2024.87.63.006. EDN VIATKT.

Гончаров В.В., Севастьянов А.С., Григорьев П.С., Плаксин А.М. О механизмах образования темных дефектов на поверхности деталей из нержавеющей стали 95Х18 после термической обработки под слоем меди // Заготовительные производства в машиностроении. 2024. Т. 22, № 7. С. 328-332. DOI: 10.36652/1684-1107-2024-22-7-328-332.

Ширшаков А.Е., Ефанов В.В., Мошнеев А.А., Шостак С.В. Уникальные проекты коллектива НПО имени С.А. Лавочкина (к 85-летию предприятия) // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2022. № 2. С. 8-22. DOI: 10.26162/LS.2022.56.2.001.

Статья поступила в редакцию 25.02.2025

Статья после доработки 19.03.2025

Статья принята к публикации 21.03.2025

ФОРМИРОВАНИЕ БАЛЛИСТИЧЕСКОЙ СТРУКТУРЫ СПУТНИКОВОЙ СИСТЕМЫ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ЭЛЕКТРОРАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

FORMATION OF THE BALLISTIC STRUCTURE OF THE SATELLITE SYSTEM OF SMALL SPACECRAFT FOR REMOTE SENSING OF THE EARTH USING ELECTRIC ROCKET ENGINES



Н.Ф. Аверкиев¹,
профессор, доктор
технических наук,
vka@mil.ru;
N.F. Averkiev



В.Ю. Ключников²,
доктор
технических наук,
klyushnikovvy@
tsniimash.ru;
V.Y. Klyushnikov



А.В. Кульвиц¹,
доцент, доктор
технических наук,
vka@mil.ru;
A.V. Kulvits



Т.А. Житников¹,
кандидат
технических наук,
vka@mil.ru;
T.A. Zhitnikov

В статье рассматриваются вопросы формирования баллистической структуры спутниковой системы малых космических аппаратов (МКА) дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ). Предложен подход по формированию энергетически оптимальных режимов развёртывания МКА с помощью современных корректирующих двигательных установок. Представлены результаты моделирования коррекции фазового положения на круговой орбите на примере отечественного малого космического аппарата «КАНОПУС-В», которые могут быть использованы на практике при обосновании оптимальных схем фазирования с учётом энергетических возможностей двигательных установок отечественных МКА.

The article discusses the issues of correcting the parameters of the orbit of a small spacecraft for remote sensing of the Earth using electric rocket engines. An approach is proposed for the formation of energetically optimal operating modes of electric rocket engines for correcting the orbital plane. The results of modeling the correction of the inclination and right ascent of the ascending node are presented on the example of the domestic small spacecraft Canopus V, which can be used in practice to substantiate the parameters of the orbits and characteristics of the propulsion system of a small spacecraft.

¹ Военно-космическая академия имени А.Ф. Можайского, Россия, г. Санкт-Петербург.
Military-Space Academy named after A.F. Mozhayskiy, Russia, Saint-Petersburg.

² АО «ЦНИИмаш», Россия, Московская область, г. Королев.
JSC «TsNIIMash», Russia, Moscow region, Korolev.

ФОРМИРОВАНИЕ БАЛЛИСТИЧЕСКОЙ СТРУКТУРЫ СПУТНИКОВОЙ СИСТЕМЫ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ЭЛЕКТРОРАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Ключевые слова:

коррекция фазового положения МКА на орбите;
малый космический аппарат;
электрический ракетный двигатель;
энергетически оптимальный режим работы
корректирующей двигательной установки.

DOI: 10.26162/LS.2025.48.13.013

введение

В настоящее время на заключительном этапе формирования спутниковой системы МКА ДЗЗ широко применяется так называемый пакетный способ выведения, когда несколько МКА выводятся одной ракетой-носителем в одну точку заданной орбиты (Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н., 2012). Далее происходит разведение МКА в соответствии с заданной баллистической структурой, под которой понимают относительное положение МКА друг относительно друга. В широком смысле под разведением МКА на орбите понимают совокупность коррекций фазового положения МКА с целью создания заданного взаимного расположения МКА в одной или нескольких орбитальных плоскостях (Власов С.А., Кульвиц А.В., Скрипников А.Н., 2018).

Эффективность коррекции положения МКА на орбите во многом определяется возможностями их корректирующей двигательной установки (КДУ). Так, вследствие ограничений по энергетике при проведении коррекций КДУ малой тяги работают в течение 5...15 мин на витке (Горбунов А.В., Ходненко В.П., Хромов А.В. и др., 2012; Казеева М.Н., Ходненко В.П., 2019). Поэтому коррекции ошибок выведения, поддержания высоты орбиты, фазового положения КА, положения трассы проводятся на десятках и сотнях витков. Это вносит определённые ограничения при расчёте и исполнении коррекций и, по сути, определяет новый тип и постановку задач коррекции с помощью двигателей малой тяги.

1. Постановка задачи

Рассмотрим задачу формирования баллистической структуры спутниковой системы МКА ДЗЗ, состоящей из двух МКА, расположенных в одной плоскости на круговой орбите (рисунок 1). После отделения каждый из МКА проводит коррекцию разведения с помощью КДУ малой тяги, в результате чего один МКА смещается по фазе от опорной точки на угол Φ_{10} , а второй – на Φ_{20} . Для определённости примем значение фазового угла, которое соответствует требуемой баллистической структуре $\varphi = \Phi_{10} - \Phi_{20} = \pi$. Таким образом, по окончании разведения МКА должны быть расположены в противоположных точках орбиты (фазовое рассогласование между ними составит π), что и является целью коррекции (рисунок 2).

Keywords:

orbit correction;
small spacecraft;
electric rocket engine;
energetically optimal operation mode of
the corrective propulsion system.

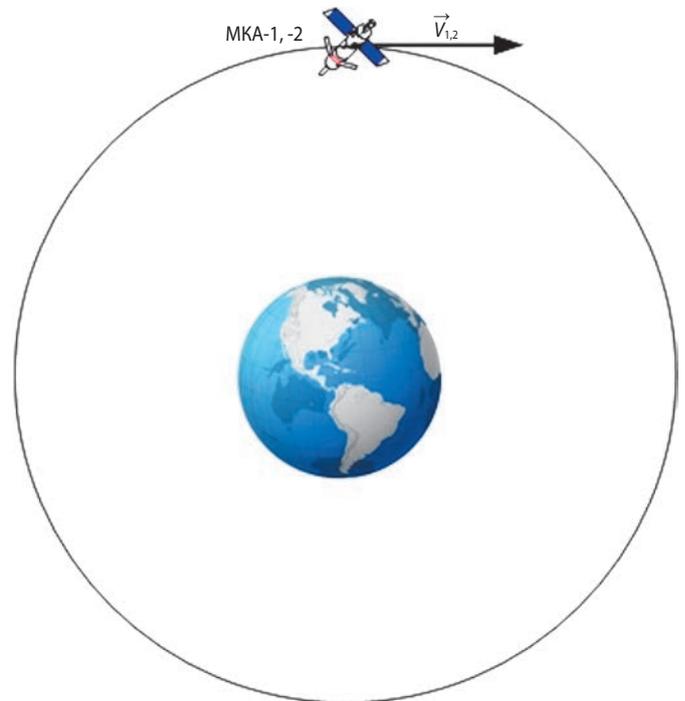


рисунок 1. Начальное положение МКА-1, -2 на орбите после выведения

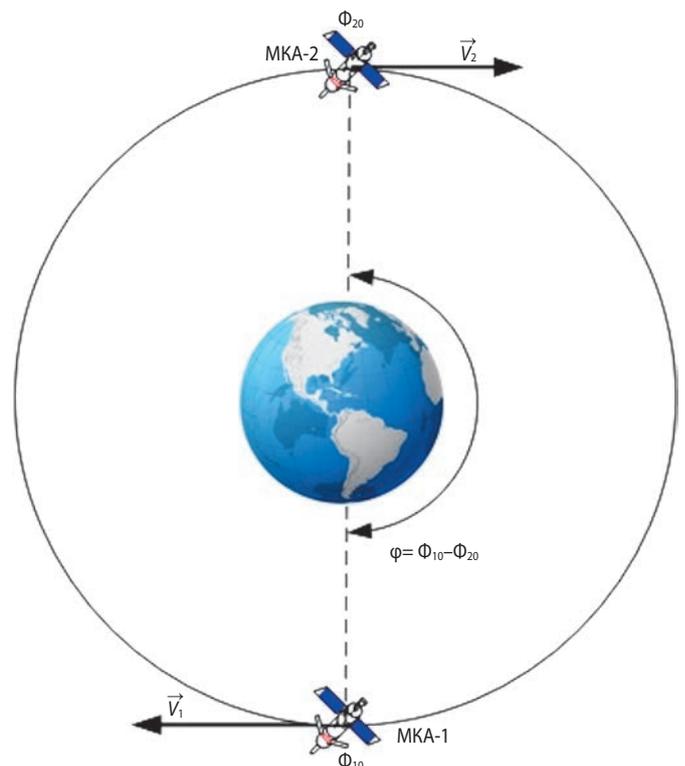


рисунок 2. Конечное положение МКА-1, -2 на орбите

Примем следующие допущения.

Будем полагать, что коррекция фазового положения МКА-1 производится в три этапа. Пусть на первом участке n_1 витков КДУ работает на разгон, затем следует k_1 витков пассивного фазирования (КДУ выключена), на третьем участке m_1 витков МКА-1 работает на торможение, корректируя такую же фазу, что и на участке разгона (индексом 1 обозначим соответствующие витки МКА-1, а индексом 2 – МКА-2) (рисунок 3) (Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н., 2012).

Коррекция фазового положения МКА-2 происходит аналогично, но сначала работает на торможение, а затем на разгон (рисунок 4). Таким образом, происходит изменение фазового угла и так называемое расфазирование.

2. Этапы фазирования

Обозначим $\vec{V}_{1,2}$ – вектор скорости МКА-1, -2 на круговой орбите (рисунок 2); $\vec{V}_{1,2}$ – импульс скорости МКА-1, -2, создаваемый КДУ на витке; T – драконический период обращения. Также примем, что время работы КДУ на каждом витке постоянно: $\Delta t_{\text{кду}}=900$ с.

Итак, для обеспечения требуемого положения на рабочей орбите необходимо, чтобы фазовый угол равнялся π . Запишем условие, при котором достигается требуемая точность фазового угла:

$$\Delta\varphi < |\varphi - \varphi_k| = 0,05^\circ,$$

где φ_k – фазовый угол после проведения коррекций (фазирования), а соответствующее ему время расфазирования

$$|\Delta t| < \frac{0,05^\circ T}{360^\circ} = 0,5 \text{ с.}$$

Получим уравнение времени, которое строго будет соответствовать требуемому значению фазового угла. Для этого введём следующие обозначения:

T_{1i}^p – драконические периоды обращения МКА-1 на орбитах разгона;

$i=1\dots n_1$ – количество включений КДУ МКА-1;

$T_{1i}^{\text{торм}}$ – драконические периоды обращения МКА-1 на орбитах торможения;

T_{2j}^p – драконические периоды обращения МКА-2 на орбитах разгона;

$T_{2j}^{\text{торм}}$ – драконические периоды обращения МКА-1 на орбитах торможения.

Заметим, что для обеспечения требуемого фазового угла необходимо, чтобы время движения по орбитам МКА-2 от МКА-1 отставало на величину $T/2$, где T – драконический период обращения на исходной орбите (орбите выведения МКА-1, -2). Кроме того $T/2$ является требуемым временем расфазирования, т.е. временем, через которое МКА-1 должен прибыть в точку O на исходной орбите.

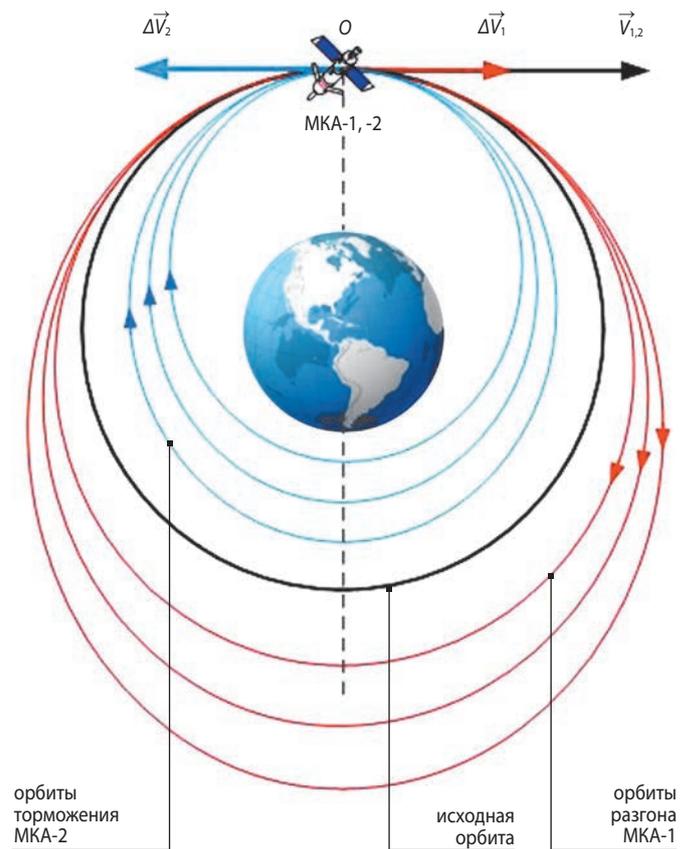


рисунок 3. Схема фазирования (первый этап)

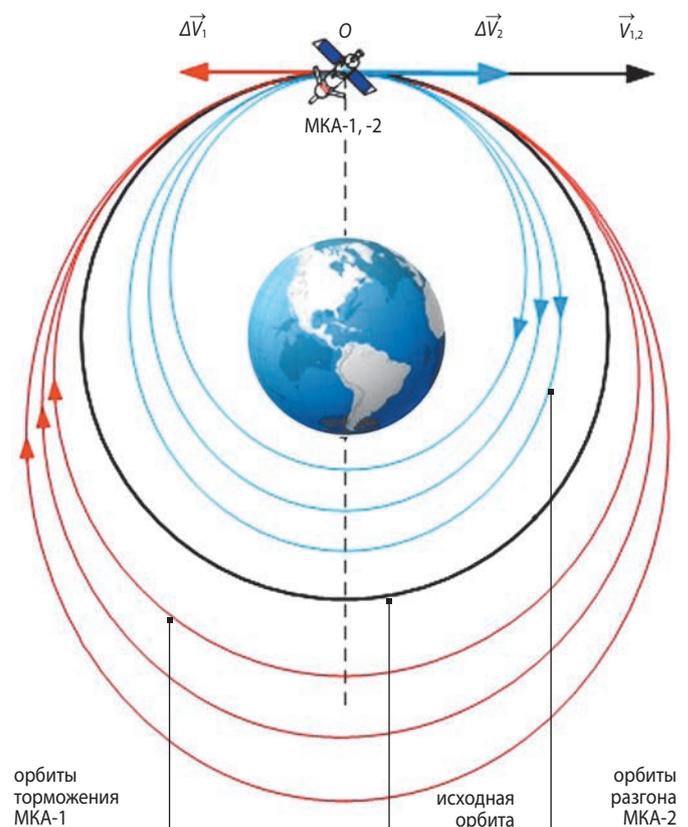


рисунок 4. Схема фазирования (второй этап)

ФОРМИРОВАНИЕ БАЛЛИСТИЧЕСКОЙ СТРУКТУРЫ СПУТНИКОВОЙ СИСТЕМЫ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ЭЛЕКТРОРАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Тогда для принятых обозначений получим уравнение времени следующего вида:

$$\left(\sum_{i=1}^{n_1} T_{1i}^p + \sum_{j=1}^{m_1} T_{1j}^{\text{ТОРМ}} + k T_{1i}^p \right) - \left(\sum_{i=1}^{n_2} T_{2i}^p + \sum_{j=1}^{m_2} T_{2j}^{\text{ТОРМ}} + d T_{2i}^p \right) = \frac{T}{2}, \quad (1)$$

где $\sum_{i=1}^n T_{1i}^p$ – время движения по орбитам разгона МКА-1;

$\sum_{j=1}^n T_{1j}^{\text{ТОРМ}}$ – время движения по орбитам торможения МКА-1;

$\sum_{i=1}^n T_{2i}^p$ – время движения по орбитам разгона МКА-2;

$\sum_{j=1}^n T_{2j}^{\text{ТОРМ}}$ – время движения по орбитам торможения МКА-2;

k – количество витков пассивного фазирования (без включения КДУ) МКА-1;

d – количество витков пассивного фазирования (без включения КДУ) МКА-2;

$k T_{1i}^p$ – время пассивного фазирования (без включения КДУ) по орбитам разгона МКА-1;

$d T_{2i}^p$ – время пассивного фазирования (без включения КДУ) по орбитам разгона МКА-2.

Уравнение вида (1) имеет бесконечное множество решений (количество переменных превышает количество уравнений). Существующие подходы к решению уравнений времени фазирования вида (1) основываются на организации перебора, при котором останавливаются на таком решении (совокупности параметров), которое обеспечит минимальное по времени фазирование (Власов С.А., Кульвиц А.В., Скрипников А.Н., 2018). Кроме того, ввод дополнительных параметров, характеризующих пассивное фазирование, позволяет существенно уменьшить время, затрачиваемое на фазирование. Рассмотрим случай, когда количество включений КДУ МКА-1, -2 на разгон равняется количеству включений КДУ МКА-1, -2 на торможение, т.е. когда выполняется условие:

$$n_1 = m_1 = n_2 = m_2 = s$$

и когда пассивное фазирование отсутствует, т.е. $k=d=0$.

Запишем уравнение (1) с учётом принятых допущений

$$\Delta t(s) = \left(\sum_{i=1}^s T_{1i}^p + \sum_{j=1}^s T_{1j}^{\text{ТОРМ}} \right) - \left(\sum_{i=1}^s T_{2i}^p + \sum_{j=1}^s T_{2j}^{\text{ТОРМ}} \right) - \frac{T}{2},$$

где $\Delta t(s)$ – время расфазирования.

Решим уравнение вида $\Delta t(s)=0$ относительно s и учтём, что s – целое. Зависимость времени расфазирования от количества включений КДУ (количество витков на орбитах разгона и торможения) представлена на рисунке 5. Очевидно, что данное уравнение не имеет решений на множестве целых аргументов, но позволяет получить окрестность этого решения $s \in (29, 30)$.

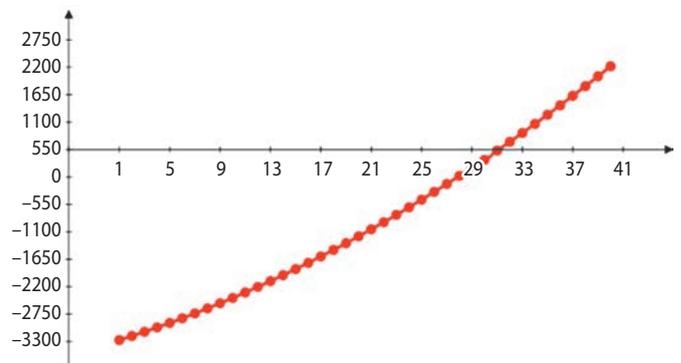


рисунок 5. График зависимости времени расфазирования от количества включений КДУ (количества витков)

Теперь рассмотрим общий случай с учётом пассивного фазирования. Решение будем искать в окрестностях s , для которой выполняется условие

$$\Delta t(s) = \left(\sum_{i=1}^s T_{1s}^p + \sum_{j=1}^s T_{1s}^{\text{ТОРМ}} + k T_{1i}^p \right) - \left(\sum_{i=1}^s T_{2s}^p + \sum_{j=1}^s T_{2s}^{\text{ТОРМ}} + d T_{2j}^p \right) - \frac{T}{2} = 0. \quad (2)$$

Для этого организуется перебор окрестностей для $s=29$ по параметрам k, d, i, j .

Результаты расчёта представлены в таблице 1. Приведём некоторые пояснения к данным таблицы 1. Итак, оптимальным решением является $s=29, k=5, d=5, i=2, j=8$, которое обеспечивает требуемое значение фазового угла МКА-1, -2 $\varphi=180,029^\circ$.

Таким образом, КДУ МКА-1, -2 включается 29 раз на разгон и 29 на торможение, причём после второго включения ($i=2$) КДУ МКА-1 на разгон происходит пять витков ($k=5$) пассивного фазирования (на второй орбите), затем происходит дальнейшее включение КДУ на разгон. Аналогично для МКА-2 сначала

таблица 1 – Результаты расчёта

s	k	d	$\Delta t(s), \text{с}$	$\Delta\phi, \text{град}$
29	$i=0$	$j=0$	-262,403	-23,197
	$k=1$	$d=1$		
29	$i=1$	$j=1$	-206,37	-11,70
29	$i=1$	$j=2$	-207,49	-11,70
29	$i=1$	$j=3$	-208,49	-11,70
	...			
	$k=2$	$d=2$		
29	$i=1$	$j=1$	-151,74	-11,66
29	$i=3$	$j=2$	-152,12	-11,62
29	$i=3$	$j=1$	-153,4	-11,62
	...			
	$k=5$	$d=5$		
29	$i=1$	$j=1$	16,11	-0,21
29	$i=2$	$j=2$	16,05	-0,21
29	$i=2$	$j=3$	13,35	-0,21
29	$i=2$	$j=4$	10,59	-0,21
29	$i=2$	$j=5$	7,82	-0,13
29	$i=2$	$j=6$	5,06	-0,05
29	$i=2$	$j=7$	2,3	-0,05
29	$i=2$	$j=8$	-0,459	0,029
29	$i=2$	$j=9$	-3,22	-0,05

происходит 29 включений КДУ на торможение, затем 29 включений на разгон, причём после восьмого включения КДУ на торможение МКА-2 совершает пять витков пассивного фазирования и т.д.

Общее время, затрачиваемое на обеспечение требуемого угла фазирования между МКА-1, -2, определим по формуле:

$$t_{\text{фаз}}(s=29) = \left(\sum_{i=1}^{29} T_{1i}^{\text{P}} + \sum_{j=1}^{29} T_{1j}^{\text{ТОРМ}} + 5T_{12}^{\text{P}} \right) - \left(\sum_{i=1}^{29} T_{2i}^{\text{P}} + \sum_{j=1}^{29} T_{2j}^{\text{ТОРМ}} + 5T_{28}^{\text{P}} \right) = 99,5 \text{ ч.}$$

3. Моделирование работы корректирующей двигательной установки и параметров фазированных орбит

Моделирование работы КДУ проведено с использованием параметров КДУ МКА «КАНОПУС-В» (Лесневский В.А., Махова Л.И., Михайлов М.В. и др., 2011; Казеева М.Н., Ходненко В.П., 2019). Вначале рассчитаем приближенное значение величины импульса, воспользовавшись импульсной теорией и характеристиками КДУ МКА «КАНОПУС-В», приведёнными в таблице 2.

таблица 2 – Основные характеристики КДУ МКА «КАНОПУС-В»

параметры	значения
номинальная тяга, мН	14
ресурс работы, ч	800
ресурс по количеству включений	2000

Таким образом, получим величину импульса в первом приближении

$$\Delta V \approx P \cdot \Delta t_{\text{кду}} = 2,52 \cdot 10^{-4} \text{ км/с,}$$

где P – тяга двигательной установки.

Для расчёта параметров орбит после коррекции и их драконических периодов, используемых в уравнении (2), воспользуемся нижеприведённым алгоритмом, приняв параметры орбиты МКА «КАНОПУС-В», представленные в таблице 3.

таблица 3 – Параметры орбиты МКА «КАНОПУС-В»

Norad ID	$H_A, \text{км}$	$H_P, \text{км}$	$i, \text{град}$	$\Omega, \text{град}$	$\omega, \text{град}$
43877	501,5	503,9	97,4	20	90

1. Высота исходной околокруговой орбиты и скорость МКА-1, -2 (рисунок 6):

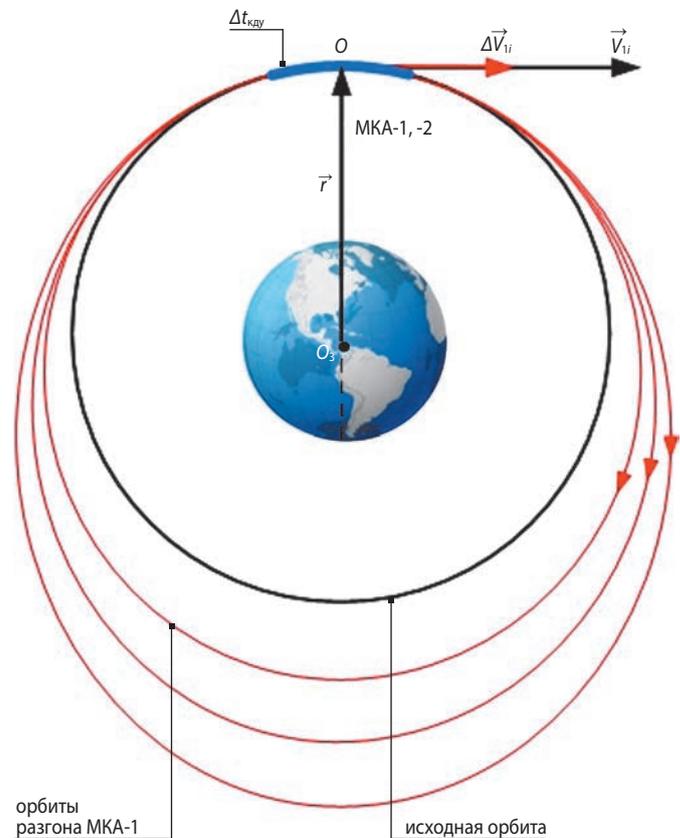


рисунок 6. Схема работы корректирующей двигательной установки и параметры корректируемых орбит

ФОРМИРОВАНИЕ БАЛЛИСТИЧЕСКОЙ СТРУКТУРЫ СПУТНИКОВОЙ СИСТЕМЫ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ЭЛЕКТРОРАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

$$r = H_{кр} + R_3,$$

где $R_3 = 6371$ км,

$$V_{кр1} = \sqrt{\frac{\mu}{r}},$$

где $\mu = 398600,44$ км³/с².

2. Скорости в точке O с учётом приложения импульса (после каждой коррекции) и допущения, что величина управляющего импульса постоянная

$$V_i = V_{кр1} + \Delta V_i,$$

где i – номер включения двигательной установки.

3. Большая полуось и радиус апогея корректируемой орбиты

$$v_{k2i} = \frac{(V_{кр2i})^2 r}{2\mu}, a_i = \frac{r}{2(1 - v_i)}, r_{ai} = 2a_i - r.$$

4. Драконический период обращения МКА-1 с учётом малых эксцентриситетов орбиты, пренебрегая членами, содержащими e^2 рассчитывается по формуле (Власов С.А., Кульвиц А.В., Скрипников А.Н., 2018):

$$T_{\Omega} = \frac{2\pi a^{3/2}}{\sqrt{\mu}} \left\{ 1 + \frac{3}{2} c_{20} \left(\frac{a_3}{a} \right)^2 \left[3 - \frac{5}{2} \sin^2 i - e \cos \omega (1 - 5 \sin^2 i) \right] \right\},$$

где a – большая полуось орбиты;

c_{20} – постоянная интегрирования второй зональной гармоники;

a_3 – экваториальный радиус Земли.

5. При малых относительных расходах массы с непрерывно действующей тягой ЭРД расход массы топлива определим по формуле (Власов С.А., Кульвиц А.В., Скрипников А.Н., 2018; Казеева М.Н., Ходненко В.П., 2019):

$$\xi_{\tau} \cong \frac{m_0}{2N} \int_{t_0}^{t_k} a^2 dt,$$

где N – мощность реактивной струи равна полезной мощности ЭРД и определяется по следующей

формуле $N = \frac{1}{2} P W$; $\xi_{\tau} = \frac{\Delta m}{m_0}$ – относительный расход массы; a – ускорение, создаваемое реактивной тягой P , определяемой по формуле

$$a = \frac{P}{m} = \frac{m_c W}{m}.$$

Результаты расчёта корректируемых орбит, на которых осуществляется расфазирование МКА-1, -2 представлены в таблице 4. Суммарные затраты топлива на проведение фазирования с учётом постоянства вектора тяги и времени включения КДУ $\Delta m_{\Sigma} = 0,82$ кг.

таблица 4 – Параметры корректируемых орбит

i	r_{1ai} , КМ	r_{2ai} , КМ	T_{1i} , с	T_{2i} , с
1	6873,90	6872,09	5671,18	5669,49
2	6874,81	6871,18	5671,74	5668,93
3	6875,72	6870,27	5672,30	5668,36
4	6876,64	6869,36	5672,87	5667,8
5	6877,55	6868,45	5673,43	5667,24
6	6878,42	6867,54	5673,99	5666,11
...				
29	6899,42	6846,68	5686,99	5654,49

заключение

Таким образом, предложенный подход позволяет на практике осуществлять формирование произвольной баллистической структуры МКА ДЗЗ путём фазирования, когда нет ограничений на время проведения манёвров. Приведённые результаты моделирования могут быть успешно применены как на этапах обоснования, так и формирования облика МКА ДЗЗ с учётом массовых и энергетических характеристик отечественных двигательных установок МКА.

список литературы

- Аверкиев Н.Ф., Клюшников В.Ю., Житников Т.А., Кульвиц А.В. Коррекция параметров орбиты малого космического аппарата дистанционного зондирования земли с учётом особенностей функционирования двигательной установки // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2024. № 3. С. 79-86.
- Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия. В 2-х кн. Кн. 1 / Отв. ред. академик РАН В.П. Легостаев. М.: Машиностроение, 2012. 925 с.
- Власов С.А., Кульвиц А.В., Скрипников А.Н. Теория полета космических аппаратов. СПб.: ВКА им. А.Ф. Можайского, 2018. 412 с.
- Горбунов А.В., Ходненко В.П., Хромов А.В. и др. Система коррекции орбиты малого космического аппарата дистанционного зондирования «КАНОПУС-В» // Вопросы электромеханики. Труды ВНИИЭМ. 2012. Т. 126, № 1. С. 19-24.
- Казеева М.Н., Ходненко В.П. Орбитальные маневры КА дистанционного зондирования с помощью электрореактивных двигателей // Физика плазмы. 2019. Т. 45, № 2. С. 172-178.
- Лесневский В.А., Махова Л.И., Михайлов М.В. и др. Электрореактивная двигательная установка космического аппарата «Канопус-В» и её огневые испытания // Изв. Томского политехнического университета. 2011. Т. 319, № 4. С. 144-147.

Статья поступила в редакцию 26.12.2024

Статья после доработки 14.01.2025

Статья принята к публикации 14.01.2025

РАСЧЁТ СМЕЩЕНИЙ ДЛЯ КОРРЕКЦИИ МЕСТ УСТАНОВКИ ПРИБОРОВ ПРИ ИХ ПЕРЕСЕЧЕНИИ С ОКРУЖЕНИЕМ В ОТСЕКЕ

CALCULATION OF BIAS FOR DEVICES MOUNTING PLACES CORRECTION WHEN THEY INTERFERE WITH ENVIRONMENT IN COMPARTMENT



А.А. Беляков¹,
аспирант,
post@rsce.ru;
A.A. Belyakov

В работе представлена методика расчёта смещения для коррекции координат размещения приборов в электронной геометрической модели их компоновки при разработке конструкторской документации с целью устранения возникающих пересечений с окружающими геометрическими элементами. Приведён пример тестового расчёта. Сделано обобщение и рекомендации по применению методики.

Ключевые слова:

*прибор;
смещения;
компоновка приборов;
отсек космического аппарата;
электронная геометрическая модель.*

DOI: 10.26162/LS.2025.98.39.014

ВВЕДЕНИЕ

При разработке компоновки приборов внутри отсеков космических аппаратов (КА), как правило, выделяют зоны размещения, в границах которых должны быть установлены приборы и составные части их крепления (рамы, кронштейны и т.п.). Ранние стадии проектирования КА сосредоточены на синтезе общих

The paper presents a method for calculating the bias for correcting the coordinates of the placement of devices in the electronic geometric model of their layout when developing design documentation in order to eliminate emerging intersections with surrounding geometric elements. An example of a test calculation is given. A generalization and recommendations on the application of the methodology have been made.

Key words:

*device;
bias;
devices layout;
spacecraft compartment;
electronic geometric model.*

компоновочных решений. Для этого достаточно использовать облегчённые графические представления геометрических объектов при разработке конструкторской документации (КД). Для бумажной КД это габаритные чертежи приборов и общие виды отсека. Для электронной КД это электронные габаритные

¹ ПАО РКК «Энергия», Московская область, г. Королёв.

RSC Energia, Russia, Moscow region, Korolev.

модели. В последнем случае формы приборов и отсека обычно описываются поверхностями не выше второго порядка или прямоугольными параллелепипедами (Гаврилов В.Н., 1988; Стоян Ю.Г. и др., 1984; Штейн М.Е. и др., 1973).

Детальная проработка компоновки приборов в отсеке КА происходит на стадии технического проекта или на начальном этапе разработки рабочей КД. Далее выпускается схемная КД на бортовые системы, КД на приборы, КД на установки приборов. При этом выявляются различные замечания в части выполнения технических требований к компоновке приборов. Впоследствии это приводит к внесению изменений в компоновку посредством извещений об изменении. Нередко замечания касаются невыполнения габаритных требований – приборы и их крепления выходят за границы зон размещения, пересекаются между собой и с конструкцией отсека КА. Выявить это при выпуске бумажной КД можно на этапе макетно-конструкторских испытаний (Беляков И.Т. и др., 1990; Камалов В.С., 1982; Ткаченко С.И. и др., 2002), а при выпуске электронной КД – с помощью запуска процедуры проверки пересечений объектов в используемой системе автоматизированного проектирования (Беляков А.А., Шулепов А.И., 2023; Гаврилов В.Н., 1988; Гукало А.А. и др., 2017; Мальшиев В.В. и др., 2019). При автоматизированной генерации компоновки приборов также происходит пересечение геометрических объектов (Беляков А.А., Шулепов А.И., 2023; Гаврилов В.Н., 1988; Стоян Ю.Г. и др., 1984; Туманов А.В. и др., 2018). Следовательно, координаты размещения приборов надо корректировать.

Таким образом, разработка способа определения смещений приборов является целью данной работы. В ходе её выполнения решаются следующие задачи: определение источников и способа обработки исходных данных; математическая постановка задачи смещения приборов; тестовое моделирование; формулирование рекомендаций по применению.

1. Математическая модель смещений

Пусть произвольный прибор, форму корпуса которого можно описать прямоугольным параллелепипедом, пересекается с нескольких сторон конструктивными элементами отсека и другими приборами, которые можно описать наборами поверхностей в трёхмерном модельном пространстве. При пересечении этих поверхностей с рёбрами прибора образуются точки экстремумов, как показано на рисунке 1. В действительности таких точек образуется намного больше в зависимости от детализации электронных габаритных моделей, для примера показаны лишь некоторые характерные точки.

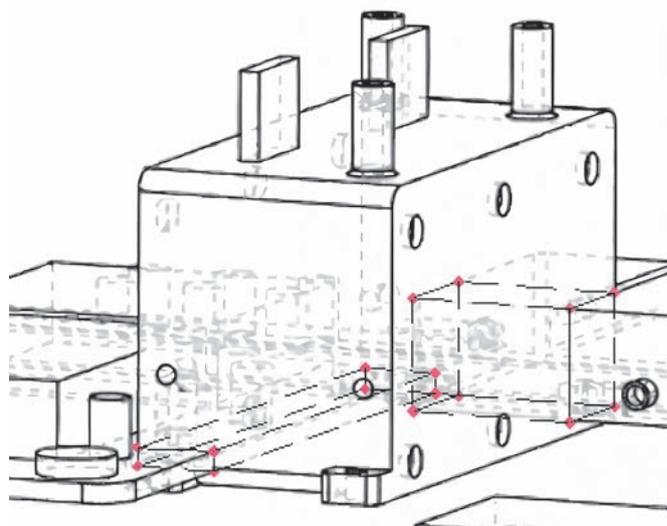


рисунок 1. Точки экстремумов

Для устранения пересечений прибора с окружением необходимо осуществить его смещение, т.е. пересчитать координаты размещения. Это можно сделать через векторную сумму:

$$r(\Gamma_k) = r^*(\Gamma_k) + \Delta r(\Gamma_k), \quad (1)$$

где k – порядковый номер прибора; Γ_k – топология модели прибора; $r^*(\Gamma_k)$ – вектор координат прибора до пересчёта; $\Delta r(\Gamma_k)$ – вектор координат смещения прибора.

В формуле (1) под координатами прибора понимаются координаты его центра масс или геометрического центра. Чтобы полностью вычислить смещение, нужно определить его величину и направление. Предлагается для этого принять, что смещение прямо пропорционально объёму областей пересечения, отсекаемых внутри электронной габаритной модели прибора поверхностями конструктивных элементов отсека. Тогда можно записать:

$$\Delta r(\Gamma_k) = -[\delta r(\Gamma_k) + h_m(m_k)], \quad (2)$$

где $\delta r(\Gamma_k)$ – вектор линейной части координат смещения прибора; m_k – масса прибора; $h_m(m_k)$ – монтажный зазор, рассчитываемый по формуле из работы (Беляков А.А., Шулепов А.И., Шестеряков С.И. и др., 2023).

В формуле (2) знак минус означает, что смещение прибора следует осуществлять в направлении, противоположном наибольшей части объёма областей пересечения, т.е. противоположно скоплению точек экстремумов. Добавка в виде монтажного зазора предусматривает место для размещения конструкции крепления прибора. Если прибор имеет выступающие на корпусе конструктивные элементы под резьбовые соединения, то можно это слагаемое исключить из расчёта.

Описание объёма областей пересечений совокупностью точек экстремумов, принадлежащих их границам, является достаточным, потому что они однозначно определяют факт пересечения прибора с конструкцией на векторном пространстве внутри отсека КА.

Точки экстремумов, принадлежащие границам областей пересечения, имеют один и только один геометрический центр внутри прибора:

$$r_\alpha = \frac{1}{N_k^\alpha} \sum_{\alpha=1}^{N_k^\alpha} r_{k\alpha}, \quad (3)$$

где $\alpha = \overline{1, N_k^\alpha}$ – порядковый номер точки экстремума; N_k^α – количество точек экстремумов; $r_{k\alpha}$ – координаты точки экстремума.

Расхождение координат геометрического центра экстремумов и координат размещения прибора можно определить на основе формулы (3) как среднее арифметическое суммы расхождений координат каждой из точек экстремумов:

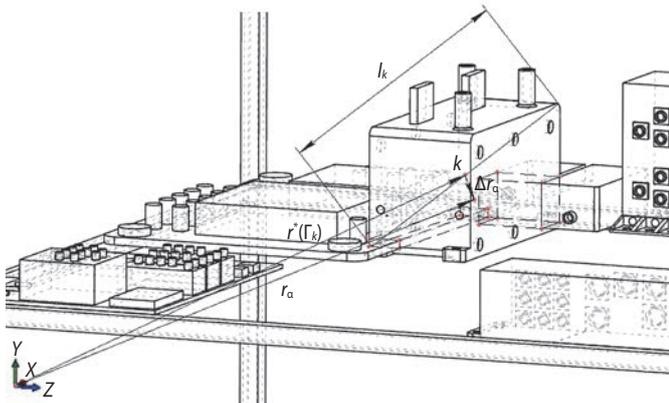
$$\Delta r_\alpha = \frac{1}{N_k^\alpha} \sum_{\alpha=1}^{N_k^\alpha} [r_{k\alpha} - r^*(\Gamma_k)]. \quad (4)$$

Из вышесказанного следует, что модуль расхождения координат не превышает половины длины диагонали электронной габаритной модели прибора, что проиллюстрировано на рисунке 2. Это свойство может быть записано в виде неравенства:

$$\|\Delta r_\alpha\| \leq \frac{1}{2} \|l_k\|, \quad (5)$$

где l_k – диагональ прибора.

Таким образом, вектор расхождения координат, который вычислен по формуле (4), достаточно отмасштабировать, чтобы определить ту часть величины смещения, которая равняется линейной части координат смещения прибора $\delta r(\Gamma_k)$ в формуле (2). Следовательно, можно записать:



рисунк 2. Расхождение между геометрическим центром точек экстремумов и точкой центра масс прибора

$$\delta r(\Gamma_k) = C_k^\alpha \Delta r_\alpha, \quad (6)$$

где C_k^α – масштабирующий коэффициент.

Учитывая свойство (5), можно заключить, что результат вычисления по формуле (6) должен быть обеспечен возрастающей функцией. Для этого предлагается разложить масштабирующий коэффициент C_k^α следующим образом:

$$C_k^\alpha = 1 + \tilde{C}_k^\alpha, \quad (7)$$

где \tilde{C}_k^α – увеличение.

В свою очередь, увеличение \tilde{C}_k^α может быть представлено в виде ряда:

$$\tilde{C}_k^\alpha = \sum_{p=1}^{\infty} \left(\frac{\|\Delta r_\alpha\|}{\frac{1}{2} \|l_k\|} \right)^p = \sum_{p=1}^{\infty} \left(2 \frac{\|\Delta r_\alpha\|}{\|l_k\|} \right)^p, \quad (8)$$

где $p = \overline{1, \infty}$ – порядок разложения.

Формула (8) описывает увеличение \tilde{C}_k^α как долю расхождения Δr_α от предельного значения, равного величине половины диагонали электронной габаритной модели прибора l_k . Согласно свойству (5), слагаемые в формуле (8) с увеличением порядка разложения p будут убывать, поэтому для проектных расчётов достаточно применять в формуле (7) лишь первое слагаемое этого ряда. С учётом этого допущения, и пользуясь подстановкой формулы (4), формула (7) принимает вид:

$$C_k^\alpha = 1 + \frac{2}{N_k^\alpha \|l_k\|} \sum_{\alpha=1}^{N_k^\alpha} \|r_{k\alpha} - r^*(\Gamma_k)\|. \quad (9)$$

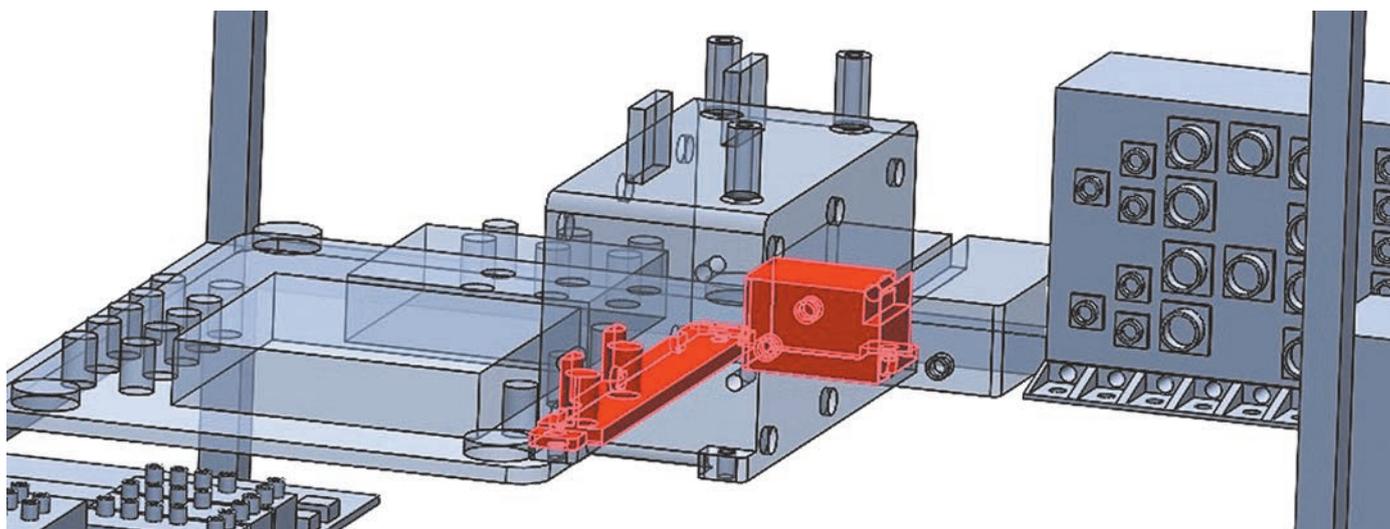
Таким образом, с учётом подстановки формул (4) и (9) в формулу (2) математическая модель смещения прибора (1) приводится к общему виду:

$$r(\Gamma_k) = r^*(\Gamma_k) - \frac{1}{N_k^\alpha} \left(1 + \frac{2}{N_k^\alpha \|l_k\|} \sum_{\alpha=1}^{N_k^\alpha} \|r_{k\alpha} - r^*(\Gamma_k)\| \right) \times \sum_{\alpha=1}^{N_k^\alpha} [r_{k\alpha} - r^*(\Gamma_k)] - h_m(m_k). \quad (10)$$

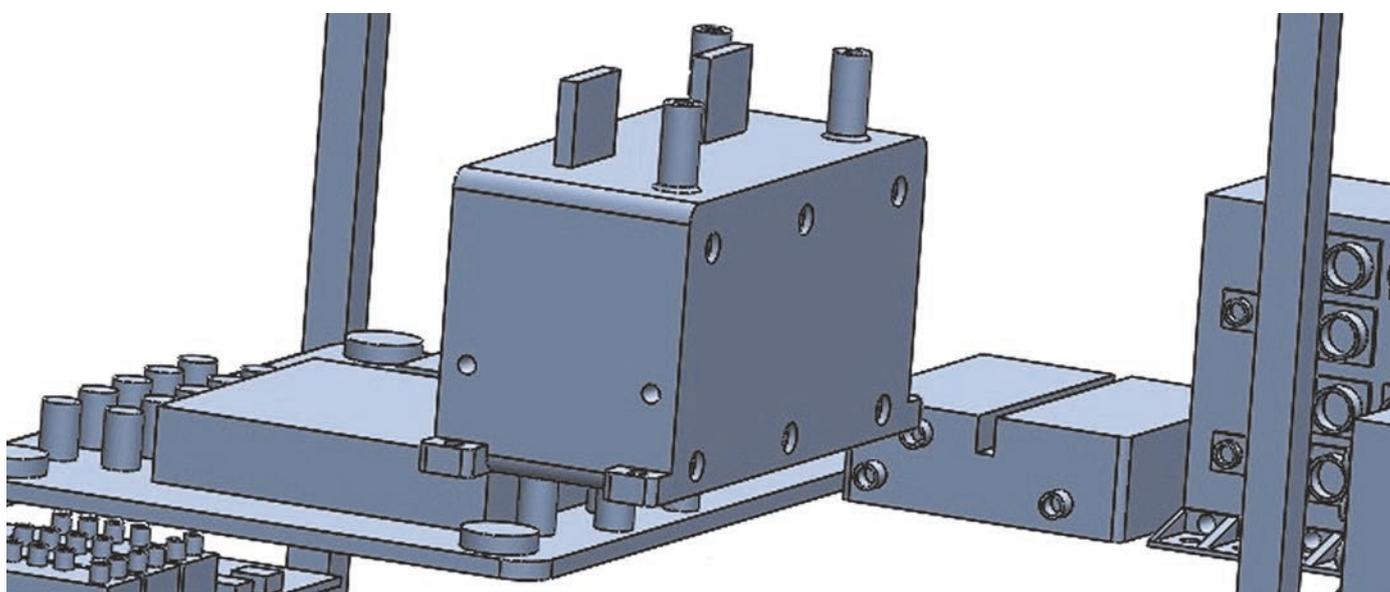
После расчёта смещений прибора по формуле (10) необходимо проводить повторную оценку наличия новых пересечений. Если они возникают, то расчёт необходимо повторять до их полного устранения.

2. Тестирование

В качестве тестового примера рассматривается произвольный прибор с габаритными размерами 280×156×135 мм и массой 7,100 кг, электронная габаритная модель которого пересекается с конструктивными элементами отсека КА и электронными габаритными моделями других приборов,



а



б

а – прибор до смещения; б – прибор после смещения.

рисунок 3. Размещение прибора

как показано на рисунке 3а. Расчёт смещений данного прибора при учёте 16 характерных точек экстремумов не потребовал повторных циклов по формуле (10). В результате прибор занял место, как показано на рисунке 3б. Координаты его центра масс до пересчёта имели значения (248.43; -505.98; -114.25) мм. После смещения координаты его центра масс получили значения (111.37; -440.52; -126.95) мм.

При высокой плотности компоновки в зоне размещения может возникнуть ситуация, когда расчёт не будет сходиться. Это означает, что в данной зоне размещения невозможно разместить смещаемый прибор. Его координаты должны быть пересчитаны, чтобы переместить его в другую зону. В остальных случаях расчёт смещений имеет конечный результат, но он является приближённым, если приборы уже сопряжены с конструкцией. Как можно видеть на ри-

сунке 3б, прибор после смещения находится не на одном уровне с остальными приборами. Чтобы этого избежать, следует пересчитывать только необходимые две из трёх координат прибора.

3. Вариации и обобщения

С точки зрения процесса разработки КД смещения приборов могут характеризовать качество установочных и монтажных групп в отсеке КА. Чем больше смещений приборов приходится выполнять, тем выше будет трудоёмкость сборки в случае необходимости их замены из-за низкой конструктивной совместимости таких приборов. Необходимость смещений может возникнуть не только при разработке компоновки внутри отсека КА, но и при изменениях его конструктивных элементов. Это может случаться,

когда цикл разработки КА занимает большое количество времени. Тогда практический интерес представляет возможность отслеживать развитие компоновки приборов во времени через их смещения.

В общем случае смещение прибора на каждом малом интервале времени можно представить суммой поступательного смещения точки центра масс или геометрического центра электронной габаритной модели прибора, углового смещения относительно этой точки и деформационного смещения. Так, поступательное смещение вычисляется по формуле (10), угловое смещение может быть определено юстировкой прибора и требует отдельного исследования, деформационное смещение выражается в изменении топологии модели прибора Γ_k вследствие изменения его конструкции (формы и габаритов) и тоже требует отдельного исследования. Если существует требование на целочисленные расстояния в размерных цепях, то задача смещения приборов должна решаться на пространственной сетке путём расчёта смещений координат прибора и их сдвига в заданные фиксированные точки установки в зоне размещения с учётом минимизации суммы квадратов смещений. Вычислять смещения приборов напрямую по координатной сетке маршевым методом нерационально, ведь пересечения и частота их возникновения носят стохастический характер.

Считая расхождения координат геометрического центра экстремумов границ областей пересечения и координат размещения приборов, а также габариты приборов в масштабе отсека малыми величинами, можно через разложение формулы (6) в ряд Тейлора при ограничении членами первого порядка малости получить линеаризованную формулу (2) для смещений приборов. Масштабирующие коэффициенты C_k^a зависят от механизма протекания процесса разработки компоновки приборов. Если выполняются ограничения вида (5), то расчёт смещений приборов сводится к решению задачи линейного программирования. Данное положение предполагается исследовать дополнительно.

заключение

В ходе выполнения данной исследовательской работы разработана математическая модель смещений приборов для коррекции мест установки внутри отсеков КА. В качестве исходных данных для неё требуются электронные габаритные модели приборов и конструктивных элементов отсека. Применение данного подхода для решения практических задач при разработке КД на компоновку приборов требует сбора и обработки данных о пересечениях геометрических объектов. Рекомендуется организовывать расчёты смещений путём использования разработанного для этой цели специализированного программного

обеспечения, чтобы сократить время на выполнение алгоритмических операций.

список литературы

Беляков А.А., Шулепов А.И. Концепция автоматизируемой пространственной матрично-топологической модели компоновки бортовой аппаратуры в приборном отсеке космического аппарата // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2023. № 2. С. 84-92.

Беляков А.А., Шулепов А.И., Шестеряков С.И., Приходько В.И. и др. Выполнение эргономических, монтажных, габаритных требований при автоматизированном размещении приборов в отсеках изделий ракетно-космической техники // Труды МАИ. 2023. № 133. URL: trudymai.ru/published.php?ID=177671&mobile=Y (дата обращения: 12.10.2024).

Беляков И.Т., Зернов И.А., Антонов Е.Г. и др. Технология сборки и испытаний космических аппаратов: учеб. пособие / Под общ. ред. И.Т. Белякова, И.А. Зернова. М.: Машиностроение, 1990. 352 с.

Гаврилов В.Н. Автоматизированная компоновка приборных отсеков летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1988. 137 с.

Гукало А.А., Золотарёв А.М., Магжанов Р.М. Электронное макетирование как этап разработки конструкторской документации модулей орбитальных станций РКК «Энергия» // Космическая техника и технологии. 2017. № 4. С. 29-35.

Камалов В.С. Производство космических аппаратов. М.: Машиностроение, 1982. 280 с.

Мальшев В.В., Разумов Д.А. Концепция применения системно-ориентированного проектирования и виртуальных испытаний изделий в космической промышленности // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2019. № 4. С. 41-44.

Стоян Ю.Г., Кулиш Е.Н. Автоматизация проектирования компоновки оборудования летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1984. 192 с.

Ткаченко С.И., Ткаченко О.А. Методы и средства экспериментальной отработки автоматических космических аппаратов: учеб. пособие / Под ред. Ю.Л. Тарасова. Самара: Самар. гос. аэрокосм. ун-т, 2002. 152 с.

Туманов А.В., Зеленцов В.В., Щеглов Г.А. Основы компоновки бортового оборудования космических аппаратов: учеб. пособие. 3-е изд., испр. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2018. 572 с.

Штейн М.Е., Штейн Б.Е. Методы машинного проектирования цифровой аппаратуры. М.: Сов. радио, 1973. 296 с.

Статья поступила в редакцию 03.12.2024

Статья после доработки 10.12.2024

Статья принята к публикации 11.12.2024

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) 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.
 2. Рецензенты назначаются главным редактором или по его поручению заместителем главного редактора журнала.
 3. Статья направляется в адрес АО «НПО Лавочкина» с сопроводительным письмом на имя главного редактора журнала с обязательным приложением оформленного акта экспертизы и рецензий.
 4. Между авторами статьи 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 (название по Уставу организации, страна, город), контактная информация (e-mail), заглавие статьи, краткая аннотация (5–7 строк), ключевые слова (5–6 слов) на русском и английском языке;
 - основной текст;
 - список литературы.
 7. Статья представляется в одном экземпляре, напечатанном на принтере на одной стороне листа формата **A4**.
 8. Текст печатается в **MS Word**, применяется шрифт **Times New Roman**, размер – **14**, интервал – **полтора**. Поля со всех сторон – **25 мм**.
 9. Для набора формул и уравнений используется встроенный редактор формул. Символы и числовые коэффициенты, где это возможно набираются в MS Word. Символы греческого алфавита набираются прямым начертанием, символы английского алфавита – курсивом. Нумеруются только те формулы, на которые есть ссылки в тексте
 10. Все используемые буквенные обозначения и аббревиатуры поясняются. Размерность величин должна соответствовать системе СИ.
 11. Источники 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. Ссылки на источники литературы даются в круглых скобках с указанием фамилии и инициалов авторов, года издания.
 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 аббревиатур). Рисунки в статье нумеруются, имеют краткое наименование и располагаются по месту первой ссылки на них.
 13. Таблицы нумеруются и имеют краткое наименование. Текст в таблицах печатается со строчных букв (кроме названий и аббревиатур).
 14. После принятия статьи к публикации в адрес электронной почты vestnik@laspace.ru направляются:
 - сформированная статья, тип файла **.docx**;
 - рисунки, графики, тип файла **.jpg**, или **.tiff**, разрешение не менее **300 dpi**, размер не более формата A4;
 - фотографии авторов (если авторов не более четырёх), тип файла **.jpg**, или **.tiff**, разрешение не менее **300 dpi**, размер не менее 10×15;
 - сведения об авторах, тип файла **.docx**.
- В сведениях об авторах сообщается: ФИО (полностью и транслитерация фамилий на английский язык), учёное звание, учёная степень, аспирант или соискатель учёной степени, должность, контактный телефон, 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

корректор Н.В. Пригородова

вёрстка А.Ю. Титова

художественное оформление журнала, обложек, оригинал-макета –

«СТУДИЯ Вячеслава М. ДАВЫДОВА»

подписано в печать 09.06.2025. формат 60×84/8.

бумага офсетная. печать офсетная. объём 12,5 печ. л. тираж 200 экз. цена свободная

дата выхода в свет 19.06.2025

отпечатано с готового оригинал-макета в ООО «Вертола»
424004, Республика Марий Эл, г. Йошкар-Ола, ул. Льва Толстого, д. 45.



МЕМОРИАЛЬНЫЙ МУЗЕЙ Георгия Николаевича **БАБАКИНА**

**СРЕДНЕЙ ОБЩЕОБРАЗОВАТЕЛЬНОЙ ШКОЛЫ
«ЛИГА ПЕРВЫХ» г. ХИМКИ**

Музей был создан около 25 лет назад по инициативе инженера-конструктора Татьяны НОРКИНОЙ с согласия сына Георгия Николаевича Николая. Среди экспонатов: личные вещи Георгия Николаевича, книги, медали, вымпелы лунных и межпланетных станций, значки, марки, фотографии, модели, детали космических аппаратов, портреты выдающихся деятелей ракетно-космической техники и многое другое. В музее регулярно проводятся экскурсии и встречи.

Директор школы – Мариана Викторовна ПОЛЯКОВА.
Руководитель музея – Ирина Анатольевна ДАНИЛИНА.

Георгий Николаевич БАБАКИН –

член-корреспондент АН СССР,
доктор технических наук,
Герой социалистического труда СССР,
лауреат Ленинской Премии.

Под его руководством созданы лунные и межпланетные станции, завоевавшие стране мировые приоритеты:

ЛУНА-9 – 1966 год, мягкая посадка на Луну

ЛУНА-10 – 1966 год, искусственный спутник Луны

ЛУНА-16 – 1970 год, доставка на Землю образцов лунного грунта в автоматическом режиме

ЛУНА-17 – 1970 год, ЛУНОХОД-1

ВЕНЕРА-7 – 1970 год, посадка на Венеру

МАРС-3 – 1971 год, посадка на Марс



2025
апрель
июнь

55 ЛЕТ ЗАПУСКА ЛУНОХОДА-1 КАЛУНА-17



сеанс 104:

справа налево: И.Л. Фёдоров, В.Г. Довгань,
Н.Я. Козлитин, В.Г. Самаль

члены Государственной комиссии с экипажем
ЛУНОХОДА: справа налево (в первом ряду):
Г.Н. Бабакин, Г.А. Тюлин, А.А. Большой,
В.П. Пантелеев, А.П. Романов, Н.И. Бугаев;
за ними стоят: В.Г. Самаль, Г.Г. Латыпов,
В.И. Чубукин, А.К. Чвиков, И.Л. Фёдоров,
Н.Я. Козлитин, Л.Я. Мосензов, К.К. Давидовский,
Н.М. Ерёменко, В.М. Сапранов, А.Е. Кожевников,
В.Г. Довгань. Симферопольский ЦДКС, 22.11.1970



первая колея на Луне: слева виден прибор –
определитель лунной вертикали,
правее – фрагмент посадочной ступени,
от которой ведут следы ЛУНОХОДА