

с 240 года до н.э.  
человечество  
наблюдает  
комету Галлея.  
если космос превратят  
в военный полигон -  
следующий прилет кометы  
наблюдать  
будет некому.

since 240 b.c.  
humanity sees  
the Halley's comet arrivals.  
if space is transformed  
into battlefield  
nobody will see  
the next arrival of the comet.

ОРБИТА КОМЕТЫ ГАЛЛЕЯ

ВСТРЕЧА С КОМЕТОЙ 6.09.03.1986

**30** ЛЕТ ИССЛЕДОВАНИЯ КОМЕТЫ ГАЛЛЕЯ  
КОСМИЧЕСКИМИ КОМПЛЕКСАМИ  
ВЕГА-1, ВЕГА-2, СОЗДАННЫМИ  
НПО ИМЕНИ С.А. ЛАВОЧКИНА  
И ИКИ РАН

ВЕНЕРА

# ИССЛЕДОВАНИЕ МАЛЫХ ТЕЛ СОЛНЕЧНОЙ СИСТЕМЫ

## НАУЧНЫЕ ЦЕЛИ

- доставка реликтового вещества Фобоса на Землю;
- определение физико-химических характеристик его грунта; исследование происхождения спутников Марса;
- изучение взаимодействия малых тел с солнечным ветром; космической плазмы.

В проекте используется значительная часть проектно-конструкторских, технологических решений и научных приборов, созданных и отработанных для экспедиции «ФОБОС-ГРУНТ», что обеспечит успешную реализацию проекта космической миссии «БУМЕРАНГ».



РОСКОСМОС



ИПО ИМЕНИ  
С.А. ЛАВОЧКИНА



ИКИ

ИНСТИТУТ  
КОСМИЧЕСКИХ  
ИССЛЕДОВАНИЙ  
РАН



ГЕОХИ

## БУМЕРАНГ 2022

НОВЫЙ РОССИЙСКИЙ  
ПРОЕКТ ДОСТАВКИ  
ОБРАЗЦОВ РЕГОЛИТА  
ФОБОСА НА ЗЕМЛЮ

РАЗРАБАТЫВАЕТСЯ  
ИПО ИМЕНИ С.А. ЛАВОЧКИНА,  
ИКИ РАН И ГЕОХИ РАН В СООТВЕТСТВИИ  
С ФЕДЕРАЛЬНОЙ КОСМИЧЕСКОЙ  
ПРОГРАММОЙ 2016–2025 гг.

## с о д е р ж а н и е

**Мартынов М.Б., Меркулов П.В., Ломакин И.В., Вятлев П.А., Симонов А.В., Леун Е.В., Барабанов А.А., Насыров А.Ф.**  
Перспективный Российский проект «ЛАПЛАС-П» для исследований планетной системы Юпитера: цели научной миссии и её особенности. Схема полёта. . . . . 3

**Голомазов М.М., Иванков А.А.**  
Численное исследование влияния частиц атмосферы Марса на конструкцию теплозащиты десантного модуля «ЭКЗОМАРС-2» . . . . . 11

**Вайсберг О.Л.**  
Проект «ВЕГА» – воспоминания участника (к 30-летию сближения КА с кометой Галлея) . . . . . 22

**Гордиенко Е.С., Ильин И.С., Мжельский П.В., Михайлов Е.А., Паламарчук Е.А., Погодин А.В., Тучин А.Г., Тучин А.Д., Филиппова Е.Н., Худорожков П.А., Ярошевский В.С.**  
Баллистико-навигационное обеспечение полёта малых космических аппаратов «ЗОНД-ПП» и «РЭЛЕК». . . . . 31

**Любомудров А.А.**  
Влияние ионизированного облака собственной внешней атмосферы космического аппарата на экранирующие свойства его конструкции . . . . . 44

**Загарских В.И., Кузин Е.Н., Ефанов В.В.**  
Замедлитель детонационных команд баллистического типа миллисекундного диапазона . . . . . 47

**Матюшин М.М., Соколов Н.Л., Овечко В.М.**  
Оптимальное управление космическим аппаратом при спуске в атмосфере Марса . . . . . 54

**Занин К.А., Митькин А.С., Москатиньев И.В.**  
Методические основы моделирования информационного тракта космического радиолокатора синтезированной апертуры . . . . . 61

**Горовцов В.В., Ефанов В.В., Котомин А.А., Душенок С.А.**  
Совершенствование методик расчёта работоспособности детонационных устройств разделения поршневого типа и их экспериментальной отработки . . . . . 69

**Гафаров А.А., Долгунчев К.Д.**  
Обеспечение радиационной безопасности космических радиоизотопных генераторов . . . . . 78

**Хопин П.Н.**  
Оценка работоспособности пар трения с твёрдосмазочными покрытиями в условиях вакуума . . . . . 85

**Беляев Б.Б., Жиряков А.В., Нестерин И.М., Суйменбаев Б.Т., Сысоев В.К., Телепнев П.П.**  
Исследование влияния механических систем космического аппарата на прецизионность ориентации и стабилизации демонстрационной солнечной электростанции . . . . . 91

### журнал является рецензируемым изданием

- журнал включен в базу данных «Российский индекс научного цитирования» (РИНЦ), размещаемую на платформе НАУЧНОЙ ЭЛЕКТРОННОЙ БИБЛИОТЕКИ на сайте <http://www.elibrary.ru>
- журнал включен в перечень российских рецензируемых научных журналов ВАК
- мнение редакции не всегда совпадает с точкой зрения авторов статей
- редакция не несет ответственность за содержание рекламы
- рукописи не возвращаются
- при перепечатке материалов ссылка на «ВЕСТНИК «НПО ИМ. С.А. ЛАВОЧКИНА» обязательна
- плата с аспирантов за публикацию статей не взимается
- статьи журнала и требования к оформлению представленных авторами рукописей приведены на сайте журнала <http://www.vestnik.laspaces.ru>
- подписной индекс 37156 в каталоге «Газеты и журналы» (Роспечать)  
© ФГУП «НПО ИМ. С.А. ЛАВОЧКИНА»  
© авторы статей

### ежеквартальный научно-технический журнал издается с 2009 года

адрес редакции: 141400 Московская обл., г. Химки, ул. Ленинградская, д. 24  
телефоны: (495) 575 55 63, (495) 575 54 69  
факс: (495) 572 00 68  
адрес электронной почты: VESTNIK@LSPACE.RU  
адрес в Интернете: <http://WWW.VESTNIK.LSPACE.RU>

главный редактор –  
к.э.н. **С.А. Лемешевский**

заместитель главного редактора –  
д.т.н., профессор **В.В. Ефанов**

### редакционная коллегия

**В.М. Давыдов**  
д.т.н. **К.А. Занин**  
к.э.н. **Х.Ж. Карчаев**  
к.т.н. **М.Б. Мартынов**  
к.т.н. **А.А. Мошнеев**  
д.т.н. **А.Е. Назаров**  
д.т.н., профессор **К.М. Пичхадзе**  
**А.В. Савченко**

### редакционный совет

председатель  
к.э.н. **С.А. Лемешевский**  
чл.-корр. РАН **О.М. Алифанов**  
д.ф.-м.н., профессор **В.В. Асмус**  
д.т.н., профессор **Б.И. Глазов**  
академик РАН **Л.М. Зеленый**  
чл.-корр. АНРТ **Х.И. Ибадинов**  
д.т.н., профессор **А.А. Любомудров**  
академик РАН **М.Я. Маров**  
д.т.н., профессор **Ю.А. Матвеев**  
д.т.н., профессор **В.Ю. Мелешко**  
академик  
НАН Беларуси **О.Г. Пенязьков**  
академик РАН **Г.А. Попов**  
д.т.н., профессор **В.Е. Усачов**  
д.т.н. **В.С. Финченко**  
д.т.н., профессор **В.В. Хартов**  
д.т.н., профессор **Е.Н. Хохлачев**  
чл.-корр. РАН **Б.М. Шустов**  
академик  
НАН Украины **Я.С. Яцкив**

### журнал является рецензируемым изданием

### у ч р е д и т е л ь

ФГУП «НПО им. С.А. ЛАВОЧКИНА»  
журнал зарегистрирован  
в Федеральной службе по надзору  
в сфере связи и массовых  
коммуникаций.  
свидетельство ПИ № ФС77–55759  
от 28 октября 2013 г.

ISSN 2075-6941



16002



9 772075 694002

chief editor –  
c.sc. (ec.) **S.A. Lemeshevskiy**  
deputy chief editor –  
d.eng., professor **V.V. Efanov**

**editorial board**

**V.M. Davydov**  
d.eng. **K.A. Zanin**  
c.sc. (ec.) **K.Z. Karchayev**  
c.sc. (eng.) **M.B. Martynov**  
c.sc. (eng.) **A.A. Moishchev**  
d.eng. **A.E. Nazarov**  
d.eng., professor **K.M. Pichkhadze**  
**A.V. Savchenko**

**editorial council**

chairman –  
c.sc. (ec.) **S.A. Lemeshevskiy**  
corresponding  
member RAN **O.M. Alifanov**  
doctor of physical and mathematical  
sciences, professor **V.V. Asmus**  
d.eng., professor **B.I. Glazov**  
academician RAN **L.M. Zelenyi**  
corresponding  
member ANRT **H.I. Ibadinov**  
d.eng., professor **A.A. Lyubomudrov**  
academician RAN **M.Y. Marov**  
d.eng., professor **Y.A. Matveev**  
d.eng., professor **V.Y. Meleshko**  
academician NASB **O.G. Penyazkov**  
academician RAN **G.A. Popov**  
d.eng., professor **V.E. Usachov**  
d.eng. **V.S. Finchenko**  
d.eng., professor **V.V. Khartov**  
d.eng., professor **E.N. Khokhlachev**  
corresponding  
member RAN **B.M. Shustov**  
academician NASU **Ya.S. Yatskiy**

**the journal is a reviewed  
publication**

**f o u n d e r**

FSUE «LAVOCHKIN ASSOCIATION»  
the journal is registered in Federal Ser-  
vice for telecommunications and mass  
media oversight.  
certificate ПИ № ФС77–55759  
dated october 28, 2013

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

**Martynov M.B., Merkulov P.V., Lomakin I.V., Vyatlev P.A., Simonov A.V., Leun E.V., Barabanov A.A., Nasyrov A.F.**  
Russian perspective mission «LAPLACE-P» for studies of Jupiter planetary system: scientific goals and objectives, mission special features. Mission profile ..... 3

**Golomazov M.M., Ivankov A.A.**  
Numerical study of the influence of the Martian atmosphere particles on thermal protection design of the «EXOMARS-2» descent module. .... 11

**Vaisberg O.L.**  
Celebrating the 30th Anniversary of «VEGA» Project (Halley's comet rendezvous): memories of a participant ..... 22

**Gordienko E.S., Ilin I.S., Mzhelskii P.V., Mikhailov E.A., Palamarchuk E.A., Poghodin A.V., Tuchin A.G., Tuchin D.A., Philippova E.N., Khudorozhkov P.A., Yaroshevskiy V.S.**  
«ZOND-PP» and «RELEK» small spacecraft ballistics, navigation and flight control ..... 31

**Lyubomudrov A.A.**  
The impact of a spacecraft's own external atmosphere's ionized cloud on the screening properties of its structure ..... 44

**Zagarskih V.I., Kuzin E.N., Efanov V.V.**  
Ballistic Type Decelerator of Millisecond Range Detonation Commands ..... 47

**Matjushin M.M., Sokolov N.L., Ovechko V.M.**  
Optimal control of a spacecraft during descent in Mars atmosphere ..... 54

**Zanin K.A., Mitkin A.S., Moskatiniyev I.V.**  
Methodology basics of data path modeling for space synthetic aperture radar ..... 61

**Gorovtsov V.V., Efanov V.V., Kotomin A.A., Dushenok S.A.**  
Improvement of methods for calculation of operational efficiency of detonation separation devices of piston type and their experimental verification ..... 69

**Gafarov A.A., Dolgunichev K.D.**  
Radiation safety assurance of space radioisotope generators ..... 78

**Khopin P.N.**  
Assessment of operability of couples of friction with solid lubricating coverings in vacuum conditions ..... 85

**Belyaev B.B., Zhiryakov A.V., Nesterin I.M., Suimenbayev B.T., Sysoev V.K., Telepnev P.P.**  
Investigation of spacecraft mechanical systems' impact on precision of orientation and stabilization of the Demonstration Solar Power Station ..... 91

**the journal is a reviewed publication**

- the journal is included into data base «Russian Index of Scientific Citation» (RISC) located at ELECTRONIC SCIENTIFIC LIBRARY, internet link <http://www.elibrary.ru>
- the journal is in the list of editions, authorized by the SUPREME CERTIFICATION COMMITTEE OF THE RUSSIAN FEDERATION to publish the works of those applying for a scientific degree
- the opinion of editorial staff not always coincide with authors' viewpoint
- editorial staff is not responsible for the content of any advertisements
- manuscripts are not returned
- no part of this publication may be reprinted without reference to Space journal of «VESTNIK «NPO IM. S.A. LAVOCHKINA»
- post-graduates have not to pay for the publication of articles
- magazine articles and features required of author manuscript design are available at Internet Site <http://www.vestnik.laspacespace.ru>
- subscription index 37156 in catalogue «GAZETY I JURNALY» (ROSPECHAT)  
© FSUE «LAVOCHKIN ASSOCIATION»  
© article writers

**scientific and technical quarterly journal  
published since 2009**

editorial office address: 141400 Moscow region, Khimki,  
Leningradskaya str., 24  
phone: (495) 575 55 63, (495) 575 54 69  
fax: (495) 572 00 68  
e-mail: VESTNIK@LSPACE.RU  
internet: <http://WWW.VESTNIK.LSPACE.RU>

## ПЕРСПЕКТИВНЫЙ РОССИЙСКИЙ ПРОЕКТ «ЛАПЛАС-П» ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЙ ПЛАНЕТНОЙ СИСТЕМЫ ЮПИТЕРА: ЦЕЛИ НАУЧНОЙ МИССИИ И ЕЁ ОСОБЕННОСТИ. СХЕМА ПОЛЁТА

М.Б. Мартынов<sup>1</sup>,  
кандидат технических наук,  
maxim.martynov@laspace.ru;  
M.B. Martynov

П.В. Меркулов<sup>1</sup>,  
merkulov@laspace.ru;  
P.V. Merkulov

А.В. Симонов<sup>1</sup>,  
кандидат технических наук,  
alex.simonov@laspace.ru;  
A.V. Simonov

Е.В. Леун<sup>1</sup>,  
кандидат технических наук,  
leun@laspace.ru;  
E.V. Leun

Российский перспективный проект «ЛАПЛАС-П» предполагает создание и запуск двух научных космических аппаратов (КА): «ЛАПЛАС-П1» (КА «ЛП1») и «ЛАПЛАС-П2» (КА «ЛП2»), предназначенных для дистанционных и контактных исследований планетной системы Юпитера и его естественного спутника Ганимеда. В состав КА «ЛП1» и КА «ЛП2» входят соответственно орбитальный и посадочный аппараты. Одной из задач орбитального аппарата является картографирование поверхности Ганимеда с орбиты искусственного спутника и сбор данных для выбора места посадки посадочного аппарата, основной задачей которого является проведение контактных исследований поверхности Ганимеда. В статье приведено описание целей научной миссии, её особенностей, схем полёта КА «ЛП1» и КА «ЛП2» на всех этапах – от старта с Земли до посадки на Ганимеде.

Ключевые слова: проект «ЛАПЛАС-П»; орбитальный аппарат; посадочный аппарат; исследования Юпитера; исследования Ганимеда; межпланетный перелёт; гравитационный манёвр.

Юпитер является крупнейшей планетой в Солнечной системе, и многие учёные склонны считать его «неудавшейся звездой». По данным на октябрь 2014 года, у Юпитера имеется наибольшее число спутников – 67, самым крупный из них – Ганимед.

Ганимед является также крупнейшим спутником во всей Солнечной системе и, подобно вращению Луны вокруг Земли, также всегда повернут одной и той же стороной к Юпитеру. Ганимед содержит подземный океан, является единственным спут-

## RUSSIAN PERSPECTIVE MISSION «LAPLACE-P» FOR STUDIES OF JUPITER PLANETARY SYSTEM: SCIENTIFIC GOALS AND OBJECTIVES, MISSION SPECIAL FEATURES. MISSION PROFILE

И.В. Ломакин<sup>1</sup>,  
ilya\_lomakin@laspace.ru;  
I.V. Lomakin

П.А. Вятлев<sup>1</sup>,  
кандидат технических наук,  
yatlev@laspace.ru;  
P.A. Vyatlev

А.А. Барабанов<sup>1</sup>,  
barabanov@laspace.ru;  
A.A. Barabanov

А.Ф. Насыров<sup>1</sup>,  
naf@laspace.ru;  
A.F. Nasyrov

Russian perspective mission «LAPLACE-P» is intended for development and launch of two scientific spacecraft (SC): «LAPLACE-P1» («LP1» SC) and «LAPLACE-P2» («LP2» SC), aimed at remote and contact studies of Jupiter planetary system and its natural satellite Ganymede. «LP1» and «LP2» SCs include orbiter and lander respectively. One of the orbiter objectives is mapping of Ganymede surface from the artificial satellite orbit and data acquisition for landing site selection for the lander, the main goal of which is contact studies on Ganymede surface. The article overviews the scientific goals and objectives, the mission special features, «LP1» and «LP2» SCs mission profiles for the all mission phases from launch till landing on Ganymede surface.

Key words: «LAPLACE-P» program; orbiter; lander; studies of Jupiter; studies of Ganymede; interplanetary cruise; gravity-assist maneuver.

ником, обладающим собственной магнитосферой. Также Ганимед находится в орбитальном резонансе с другими спутниками Юпитера – Европой и Ио, но вместе они никогда не выстраиваются в одну линию.

Планируемая научная экспедиция к Ганимеду может стать очень эффективной научной лабораторией; собрав максимум информации о самом Ганимеде, о Юпитере и его планетной системе, можно будет получить ответы на многие вопросы.

<sup>1</sup> ФГУП «НПО имени С.А. Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.

Federal Enterprise «Lavochkin Association», Russia, Moscow region, Khimki.

Первыми КА, изучавшими Юпитер, стали «ПИОНЕР-10», запущенный в 1973 году, и «ПИОНЕР-11». Помимо осуществления съёмки с близкого расстояния, эти аппараты обнаружили у планеты магнитосферу и радиационный пояс (*Burgess E.*, 1982).

КА «ВОЯДЖЕР-1» и «ВОЯДЖЕР-2» в 1979 году исследовали систему колец и спутники Юпитера, в частности Ио и Европу, открыв на первом спутнике вулканическую активность, а на поверхности второго – водяной лёд (*Atreya S.K. et al.*, 1981).

КА, запущенный по программе «УЛИСС», изучал магнитосферу Юпитера дважды – в 1992 и в 2000 годах.

КА «КАССИНИ» достиг планеты в 2000 году и получил очень подробные изображения её атмосферы (*Hansen C.J. et al.*, 2004).

Космический зонд «НОВЫЕ ГОРИЗОНТЫ» прошёл рядом с Юпитером в 2007 году и произвёл измерения параметров планеты и её спутников.

Сегодня единственным космическим аппаратом, выполнившим миссию внутри планетной системы Юпитера, находясь на орбите его искусственного спутника (ИС), является КА «ГАЛИЛЕО» (*McConnell S.*, 2003), который изучал планету в период с 1995 по 2003 год. В ходе этой экспедиции было подтверждено наличие тонкой атмосферы на трёх галилеевых спутниках Юпитера, а также наличие жидкой воды под их поверхностью. КА также открыл магнитное поле вокруг Ганимеда; достигнув Юпитера, наблюдал падение на него осколков кометы Шумейкер – Леви, а в декабре 1995 года направил спускаемый зонд в атмосферу Юпитера.

В настоящее время выполняется полёт в систему Юпитера КА «ЮНОНА», запущенный 5 августа 2011 года, который в конце 2016 года должен выйти на полярную орбиту вокруг Юпитера для определения наличия у планеты твёрдого ядра (*Goodeill A.*, 2008).

В 2020-х годах планируются к запуску несколько миссий по детальному изучению спутников Юпитера. В ЕКА разрабатывается проект «JUPITER ICY MOON EXPLORER» («JUICE») (*Boutonnet A., Schoenmaekers J.*, 2012) для исследования Ганимеда, Европы и Каллисто со стартом в 2022 году. КА «EUROPA CLIPPER» разработки НАСА (*Senske D. et al.*, 2013) планируется запустить в 2025 году.

В России началась проработка экспедиции, целью которой является исследование планетной системы Юпитера контактными и дистанционными методами (*Martynov M.B. et al.*, 2009; *Zelenyi L. et al.*, 2011). Проект предусматривает изучение околоюпитерианского пространства при помощи двух аппаратов КА «ЛП1» и КА «ЛП2», функционирующих одновременно и со-

держащих соответственно орбитальный и посадочный аппараты.

Посадочный аппарат, входящий в состав КА «ЛП2», предназначен для посадки и проведения контактных исследований на поверхности Ганимеда, а орбитальный аппарат, входящий в состав КА «ЛП1» – для дистанционных исследований Юпитера и Ганимеда с орбиты ИС Ганимеда и технического сопровождения КА «ЛП2».

Выведение КА «ЛП1» и КА «ЛП2» на отлётную траекторию предполагается осуществить с помощью перспективных средств выведения тяжёлого класса – ракеты-носителя «Ангара-А5» и разгонного блока «КВТК».

## **1. Научные задачи изучения планетной системы Юпитера и его спутников**

Исследования спутника Юпитера Ганимеда занимают центральное место в научной миссии «ЛАПЛАС-П». Кроме того, в процессе перелёта к нему планируется реализовать некоторые дополнительные исследования, связанные с мониторингом радиационных полей и измерениями характеристик потоков заряженных частиц, межпланетной среды, магнитосферы Юпитера и магнитных полей в окрестности спутников Юпитера – Каллисто, Европы, атмосферы и облачного покрова Юпитера.

Ганимед представляет большой интерес для исследователей из-за некоторых своих необычных свойств. Традиционно первой и самой главной задачей является поиск признаков жизни в прошлом и настоящем, и для этого есть все основания, так как почти вся поверхность Ганимеда покрыта водяным льдом. На возможное присутствие на глубине 150–200 км от поверхности многослойного океана, с числом слоев до 4, с чередованием жидкой воды и льда разных модификаций: лед-I, -III, -V, -VI, по мнению специалистов НАСА, указывают результаты исследований магнитного поля Ганимеда. Его наличие также уникально, а исследование взаимодействия с магнитосферой Юпитера, солнечным ветром и юпитерианской плазмой также представляет интерес.

Уточнение состава атмосферы Ганимеда, обнаруженной в 1995 году телескопом «ХАББЛ», с пока еще неустановленной природой образования и состоящей, вероятно, из трёх форм кислорода O, O<sub>2</sub>, O<sub>3</sub> и небольшого количества атомарного водорода H, – также в ряду научных интересов.

В связи с фиксацией признаков серьёзной тектонической активности и криовулканизма на Ганимеде с обнажением свежего льда и доступной для наблюдения местности двух типов: тёмной – древней, возрастом ≈3–4 млрд. лет, кратерированной с выходом

на поверхность, и светлой – более молодой, возрастом несколько сот миллионов лет, тектонизированной с криовулканизмом, научными задачами миссии также являются топографическое, геологическое и геохимическое исследования поверхности Ганимеда.

В 1995 году КА «ГАЛИЛЕО» во время облёта Ганимеда был определён его момент инерции, значение которого самое низкое среди твёрдых тел в Солнечной системе. Это даёт серьезные основания считать Ганимед сильно дифференцированным телом, состоящим из нескольких слоёв: тяжелого ядра, мантии и океана, коры как остаточного материала при дифференциации. Для уточнения этого, а также для анализа толщины и состава ледяного покрова, оценки распределения массы в различных слоях, зондирования подлёдного океана – эндогидросферы необходимо проведение в геофизических, сейсмологических и либрационных исследований.

## 2. Реализация научной миссии «ЛАПЛАС-П»

Основные научные задачи миссии «ЛАПЛАС-П», сформированные Институтом космических исследований РАН (ИКИ РАН), связаны с исследованиями поверхности Ганимеда, его обитаемостью и особенно поиском следов жизни. Наиболее эффективно эти вопросы можно решить только контактными исследованиями с помощью посадочного аппарата, доставку которого от Земли должен обеспечить КА «ЛП2». Картографирование поверхности Ганимеда для выбора наиболее удачного места посадки, а также непосредственное сопровождение при спуске и посадке на его поверхность посадочного аппарата и выполнение других научных задач миссии «ЛАПЛАС-П», связанных с дистанционными исследованиями, возложено на орбитальный аппарат. Совместное использование орбитального и посадочного аппаратов позволит существенно повысить эффективность научной миссии «ЛАПЛАС-П».

Для решения всех научных задач на стадии перелёта, и исследования планетной системы Юпитера ИКИ РАН создаются комплексы научной аппаратуры – КНА «ЛП1» и КНА «ЛП2».

### 2.1. Направления научных исследований для КА «ЛП1»

Для КА «ЛП1» и орбитального аппарата планируется несколько направлений научных исследований.

Радиационные исследования:

- исследования динамики и спектров высокоэнергичных ионов и электронов, реализация спектрометром энергичных ионов и электронов АСПЕКТ-Ю;

- исследования характеристик потоков положительных заряженных частиц и нейтральных атомов на этапе перелёта, на траекториях в системе Юпитера и на орбите Ганимеда, реализация сканирующим энерго-масс спектрометром ионов и нейтральных частиц СПИНЭ-КВ;
- мониторинг радиационных условий полёта и накопленной дозы радиации, а также исследования полей заряженных частиц в системе Юпитера, в окрестности Ганимеда и в межпланетной среде, реализация дозиметром/спектрометром ЛЮЛИН-Г-1.

Магнитные исследования:

- исследования межпланетной среды, магнитосферы Юпитера и магнитных полей в окрестности спутников Юпитера – Каллисто, Европы (на пролётных траекториях) и Ганимеда (на орбитах вокруг него), реализация магнитометрической аппаратурой МА-Г-1.

Оптические исследования:

- исследования и картографирование поверхности Ганимеда, Европы и Каллисто (при сближении с последними во время гравитационных манёвров), а также атмосферы и облачного покрова Юпитера, реализация телевизионной системой навигации и наблюдения ТСНН-ЛП-1;
- исследования стратосферы и нижней термосферы Юпитера в диапазоне длин волн 2.2–4.4 мкм, реализация инфракрасным спектрометром СУАР;
- дистанционные исследования атмосферы и магнитосферы Юпитера и атмосферы и поверхности спутника Юпитера Ганимеда, а также других галилеевых спутников Юпитера в случае близкого пролёта мимо них (Европа, Каллисто), реализация двухканальным ультрафиолетовым спектрометром УЛИС.

Радиолокационные и радиофизические исследования:

- исследования подповерхностной структуры и оценки распределения диэлектрических параметров грунта Ганимеда на орбите искусственного спутника Ганимеда, во время посадки вдоль трассы полёта космического аппарата и в месте посадки бесконтактным методом, реализация радаром подповерхностного зондирования Ганимеда РП-Г;
- определение места нахождения посадочного аппарата «ЛАПЛАС-П2» с точностью порядка 1 км, научный эксперимент «Небесная механика» с измерением движения и особенностей орбиты Ганимеда, измерение движения и особенностей орбиты орбитального аппарата «ЛАПЛАС-П1» как искусственного спутника Ганимеда, реализация радиомаяком РМГ-1.

## **2.2. Направления научных исследований для КА «ЛП2»**

Для КА «ЛП2» и посадочного аппарата планируются научные исследования в следующих направлениях:

Контактные исследования:

- исследования сейсмической активности Ганимеда, реализация сейсмогравиметром-наклонометром СЕЙСМОГРАН-Г;
- забор проб грунта с поверхности Ганимеда, доставка образцов грунта научным приборам для их исследования, установка приборов на поверхность Ганимеда и проведение исследований на поверхности Ганимеда приборами, входящими в состав манипуляторного комплекса МК-Г;
- исследования химического состава и абсолютных количеств летучих соединений (вода, CO<sub>2</sub>, органические соединения, благородные газы и др.) в доступных для экспедиции поверхностных породах Ганимеда (в пределах возможной глубины забора грунтозаборным устройством) с помощью газоаналитического комплекса Ганимеда (ГАС-Г).

Радиационные исследования:

- мониторинг радиационных условий, накопленной дозы радиации и исследования полей заряженных частиц, в первую очередь, на поверхности Ганимеда, а также на трассе полётов к Юпитеру, внутри его планетной системы и в окрестности Ганимеда, реализация дозиметром/спектрометром ЛЮЛИН-Г-1.

Оптические исследования:

- поиск признаков жизни и исследования основных геохимических характеристик грунта (реголита) Ганимеда за счёт использования прибора лазерной времяпролетной масс-спектрометрии ЛАЗМА-Г;
- бесконтактные измерения радиояркостной температуры реголита Ганимеда микроволновым радиометром РАТ-Г;
- формирование цифровых изображений окружающей обстановки и объектов с помощью телевизионной системы ТСПП-ЛП;
- формирование видеоизображений при измерениях вертикальной и горизонтальной скоростей, высоты на этапе спуска и посадки на поверхность Ганимеда, за счёт использования телевизионной системы ТСНН-ЛП;
- исследования в месте посадки аппарата «ЛАПЛАС-П2» ледяной поверхности Ганимеда, её состава и микроструктуры инфракрасным спектрометром ИСЛ.

Магнитные исследования:

- измерения магнитного поля на поверхности Ганимеда магнитометрической аппаратурой МА-Г.

Либрационные и радиофизические исследования:

- непрерывное измерение угловых колебаний Ганимеда прибором ЛИБРАЦИЯ-Г;
- проведение научного эксперимента «Небесная механика» с целью измерения движения и особенностей орбиты Ганимеда, а также измерение движения и особенностей орбиты орбитального аппарата «ЛАПЛАС-П1», как искусственного спутника Ганимеда, осуществляемые радиомаяком Ганимеда (РМГ).

## **3. Схема полёта**

Экспедицию «ЛАПЛАС-П» можно разделить на четыре основных этапа:

1. Выведение КА «ЛП1» и КА «ЛП2» на отлётные траектории.

2. Межпланетный этап длительностью около шести лет, включающий гравитационные манёвры (ГМ) у Венеры и Земли и заканчивающийся прилётом к Юпитеру.

3. Тур в системе Юпитера, длящийся более двух лет и включающий суммарно десять (для КА «ЛП1») и тринадцать (для КА «ЛП2») сближений с Ганимедом и Каллисто, с последующим выходом на орбиту искусственного спутника Ганимеда (ОИСГ).

4. Полёт по орбитам ИС Ганимеда, посадка КА «ЛП2».

Запуски обоих КА с Земли предполагается произвести в одно стартовое окно с интервалом примерно в одну неделю. Гелиоцентрические траектории КА «ЛП1» и КА «ЛП2» схожи и незначительно различаются датами проведения ГМ. Предполагается, что первым на ОИСГ выходит КА «ЛП1». Он проводит дистанционные исследования Ганимеда, и по этим данным выбирается место посадки КА «ЛП2», соответствующее заданным ограничениям.

### **3.1. Выведение КА «ЛП1» и КА «ЛП2» на отлётные траектории**

Выведение КА «ЛП1» и КА «ЛП2» планируется осуществить с помощью двух отдельных запусков ракет-носителей «Ангара-А5» с разгонными блоками «КВТК» с интервалом примерно в одну неделю.

### **3.2. Межпланетный этап**

Прямой перелёт к Юпитеру требует очень больших энергозатрат, так как при выведении КА нужно разогнать до асимптотической скорости более 9 км/с. Эти энергозатраты можно уменьшить путём введения в схему полёта гравитационных манёвров у Земли и Венеры (Соловьев Ц.В. и др., 1973). Однако такие схемы увеличивают длительность перелётов.

Предпочтительным вариантом при полёте к Юпитеру является схема с тремя ГМ – одним у Венеры

и двумя у Земли (VEEGA). Такой перелёт занимает около 6–8 лет и позволяет снизить асимптотическую скорость отлёта от Земли менее 4 км/с. Эта схема гелиоцентрического участка была реализована в миссии «ГАЛИЛЕО». Она предлагается к использованию в перспективных проектах «JUICE» и «Еуропа Сипрег», предназначенных, как и «ЛАПЛАС-П», для исследования Юпитера и его спутников. Повторяемость схемы полёта с учётом возможного введения дополнительного полного витка вокруг Солнца на перелёте Земля – Венера или Венера – Земля составляет два–четыре года.

Аналогичными характеристиками обладает маршрут с двумя ГМ у Венеры и одним у Земли (VVEGA). По такой схеме летел КА «КАССИНИ».

При проектировании траекторий для проекта «ЛАПЛАС-П» принято, что КА «ЛП2» должен прилетать к Юпитеру раньше КА «ЛП1», и этот резерв времени необходимо использовать при разработке тура у галилеевых спутников на уменьшение асимптотической скорости подлёта к Ганимеду.

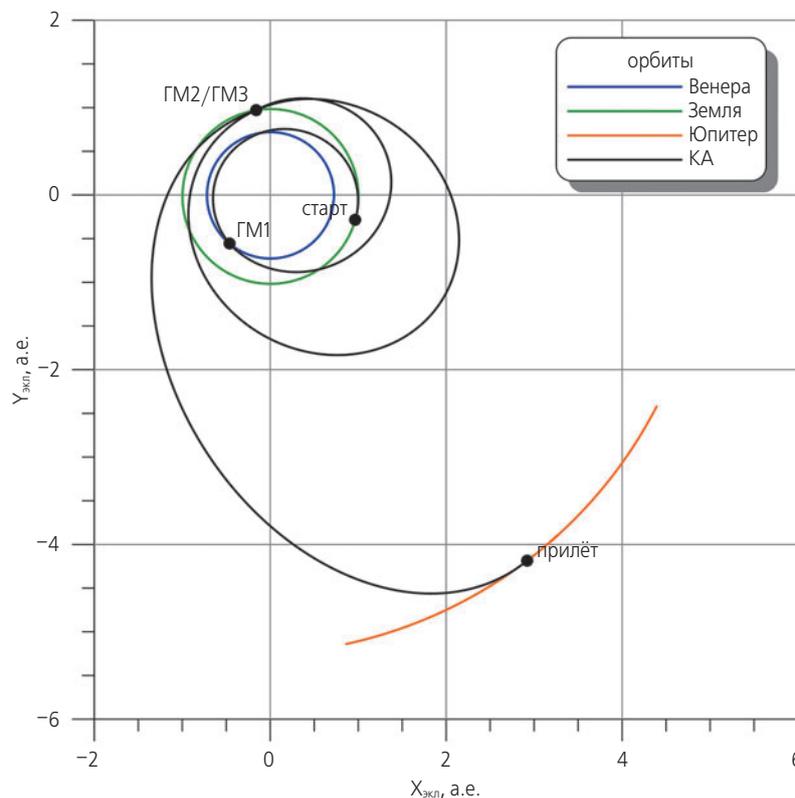
Характеристики траекторий КА «ЛП1» и КА «ЛП2», соответствующие такой схеме полёта, приведены в таблице 1, где используются следующие обозначения:  $\Delta V$  – характеристическая скорость маневра, км/с;  $V_{\infty}^-$  – модуль вектора подлётной асимптотической скорости, км/с;  $V_{\infty}^+$  – модуль вектора отлётной асимптотической скорости, км/с;  $\Delta T$  – длительность участка, сутки;  $\Delta T_{\Sigma}$  – суммарная длительность этапа, сутки (годы). На рисунке 1 приведена схема гелиоцентрического этапа полёта.

**таблица 1** – Характеристики гелиоцентрического участка перелёта к Юпитеру

параметр	КА «ЛП1»	КА «ЛП2»
дата старта с Земли	06.09.2026	28.08.2026
$\Delta V$	3.759	3.839
$V_{\infty}^+$	3.468	3.727
$\Delta T$	171	181
дата ГМ1 (Венера)	25.02.2027	26.02.2027
$V_{\infty}^- = V_{\infty}^+$	7.114	7.362
$\Delta T$	310	307
дата ГМ2 (Земля)	01.01.2028	30.12.2028
$V_{\infty}^- = V_{\infty}^+$	10.327	10.347
$\Delta T$	731	730
дата ГМ3 (Земля)	01.01.2030	28.12.2029
$V_{\infty}^- = V_{\infty}^+$	10.327	10.347
$\Delta T$	1025	1118
дата прилёта к Юпитеру	21.10.2032	30.09.2032
$V_{\infty}^-$	5.911	5.916
$\Delta T_{\Sigma}$	2237 (6.13)	2225 (6.09)

### 3.3. Тур в системе Юпитера

Основной задачей тура в системе Юпитера является уменьшение асимптотической скорости подлёта к Ганимеду и связанной с ней характеристической скорости манёвра выхода на орбиту его ИС. Эта задача решается с помощью проведения большого числа (порядка десяти) гравитационных манёвров у Ганимеда и Каллисто (Голубев Ю.Ф. и др., 2015). Также во внимание нужно принимать тот факт, что Юпитер обладает мощными радиационными поясами. Чрезмерное приближение к планете угрожает получением огромной дозы радиации, что весьма негативно



**рисунк 1.** Схема гелиоцентрического этапа полёта

## ПЕРСПЕКТИВНЫЙ РОССИЙСКИЙ ПРОЕКТ «ЛАПЛАС-П» ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЙ ПЛАНЕТНОЙ СИСТЕМЫ ЮПИТЕРА: ЦЕЛИ НАУЧНОЙ МИССИИ И ЕЁ ОСОБЕННОСТИ. СХЕМА ПОЛЁТА

сказывается на электронной аппаратуре КА. Поэтому при баллистическом проектировании околоюпитерианского участка миссии необходимо выбирать параметры орбит таким образом, чтобы максимально уменьшить длительность нахождения КА на расстояниях, меньших радиуса орбиты Европы, и по возможности исключить пролёты внутри орбиты Ио (Подзолко М.В. и др., 2009).

Исходя из этих предположений, была выбрана последовательность гравитационных манёвров, длительность полёта по которой составляет около двух лет. В перицентре подлётной гиперболы на расстоянии 700 тыс. км выполняется манёвр выхода на начальную эллиптическую орбиту ИС Юпитера. Радиус апоцентра этой орбиты предварительно выбран равным около 21 млн. км. Примерно через 4 месяца в районе апоцентра начальной орбиты проводится манёвр, повышающий радиус апоцентра и создающий условия для совершения первого ГМ у Ганимеда. Далее у этого спутника совершаются три ГМ, цель которых – сокращение периода орбиты КА (Боровин Г.К. и др., 2013). Это достигается путём постепенного уменьшения орбитального резонанса КА и небесного тела с 12:1 до 3:1. Асимптотическая скорость

подлёта к Ганимеду и отлёта от него равна 4.4 км/с. После четвертого облёта КА переводится на траекторию перелёта к Каллисто. Дальнейшая серия гравитационных манёвров у двух крупнейших галилеевых спутников строится на использовании орбитальных резонансов небольшого порядка (1:1, 2:3, 3:5, 4:5 и т.д.). В итоге она позволяет уменьшить относительную скорость подлёта до 1.5–2.0 км/с и соответственно сократить характеристическую скорость выхода на орбиту ИСГ до уровня ~1.1–1.5 км/с. Минимальная теоретически возможная величина асимптотической скорости подлёта к Ганимеду, получаемая после ГМ у Каллисто, равна 1.3 км/с. Также следует учитывать, что интервалы между ГМ не должны быть слишком короткими, т.к. для определения орбиты и проведения коррекций требуется определённый резерв времени (Голубев Ю.Ф. и др., 2015). Йовицентрический этап завершается выходом КА на орбиту вокруг Ганимеда.

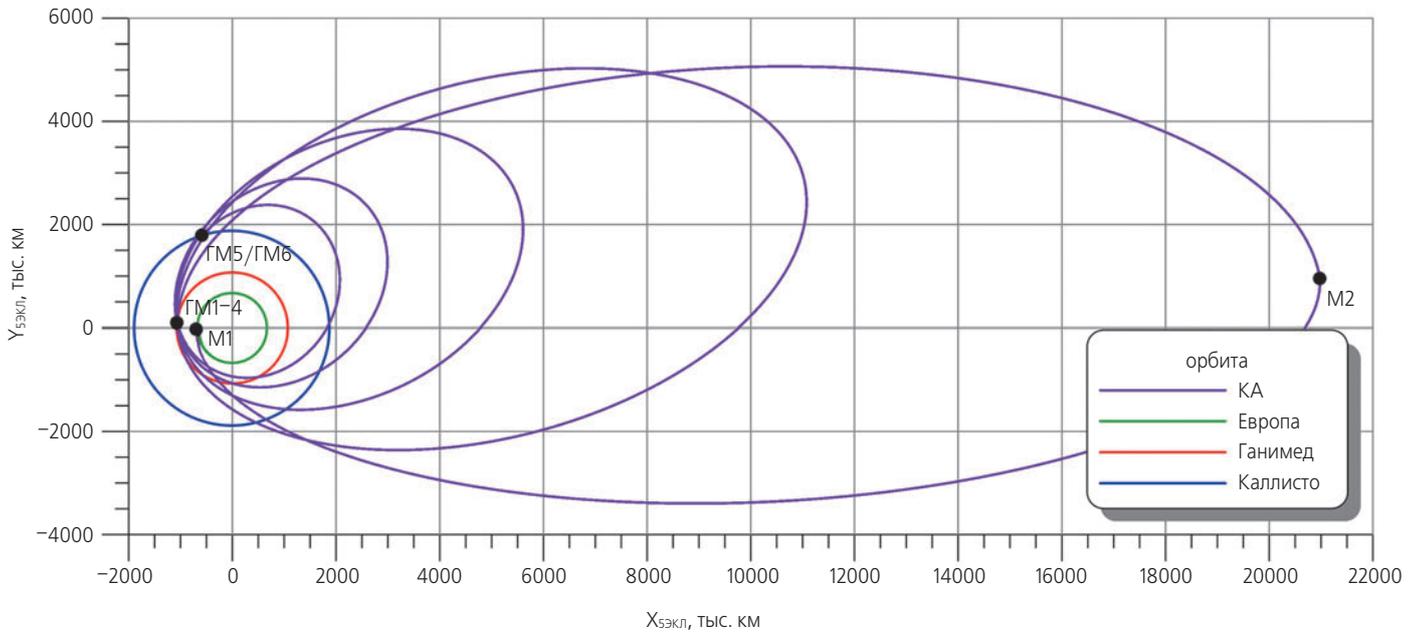
Характеристики участков траектории КА «ЛП1» и КА «ЛП2» приведены в таблицах 2 и 3, где обозначено:  $\Delta T$  – длительность участка полёта до события, сутки;  $V_\infty$  – подлётная асимптотическая скорость, км/с;  $\Delta V$  – характеристическая скорость манёвра, км/с;

**таблица 2** – Характеристики участков траектории КА «ЛП1»

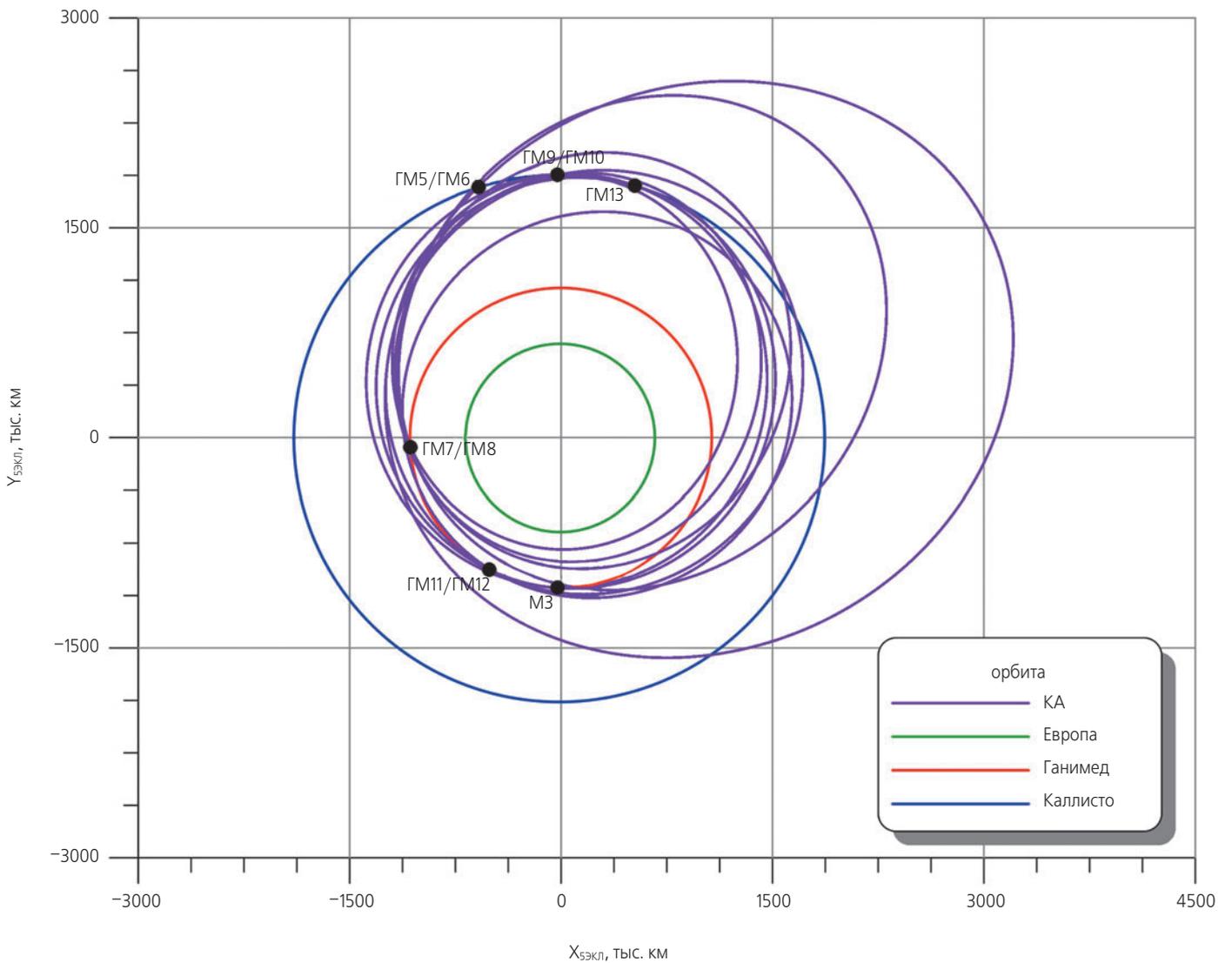
манёвр	дата	$\Delta T$	$V_\infty$	$\Delta V$	$n/m$	$R_\pi$	$R_\alpha$
M1	21.10.2032	–	5.911	1.207	–	9.8	293.7
M2	13.02.2033	115.5	–	0.192	–	14.9	293.9
ГМ1(Г)	15.06.2033	122.4	4.368	–	12/1	14.6	142.4
ГМ2(Г)	09.09.2033	85.9	4.368	–	6/1	14.1	84.8
ГМ3(Г)	22.10.2033	42.9	4.368	–	3/1	13.3	49.0
ГМ4(Г)	13.11.2033	21.5	4.368	–	–	12.5	37.0
ГМ5(К)	09.12.2033	26.8	4.139	–	4/5	11.0	34.4
ГМ6(К)	14.02.2034	66.8	4.139	–	–	14.6	41.8
ГМ7(Г)	02.05.2034	77.1	2.788	–	7/4	13.9	29.6
ГМ8(Г)	21.06.2034	50.1	2.788	–	–	14.1	32.9
ГМ9(К)	30.07.2034	38.4	3.153	–	1/1	16.4	36.3
ГМ10(К)	16.08.2034	16.7	3.153	0.054	–	15.0	34.5
M3	18.11.2034	94.3	1.967	1.426	–	–	–

**таблица 3** – Характеристики участков траектории КА «ЛП2»

манёвр	дата	$\Delta T$	$V_\infty$	$\Delta V$	$n/m$	$R_\pi$	$R_\alpha$
M1	30.09.2032	–	5.916	1.208	–	9.8	293.7
M2	23.01.2033	115.5	–	0.163	–	14.9	293.9
ГМ1(Г)	17.05.2033	100.2	4.433	–	14/1	14.6	159.4
ГМ2(Г)	26.08.2033	85.9	4.433	–	6/1	14.1	84.8
ГМ3(Г)	08.10.2033	43.0	4.433	–	3/1	13.2	49.1
ГМ4(Г)	29.10.2033	21.5	4.433	–	–	12.4	36.3
ГМ5(К)	11.11.2033	12.7	4.107	–	4/3	16.6	47.2
ГМ6(К)	17.01.2034	66.8	4.107	–	–	13.5	38.5
ГМ7(Г)	21.02.2034	35.0	3.650	–	5/3	12.7	29.4
ГМ8(Г)	28.03.2034	35.8	3.650	–	–	12.3	26.8
ГМ9(К)	26.04.2034	28.5	1.918	–	3/5	11.1	26.3
ГМ10(К)	15.06.2034	50.1	1.918	–	–	15.0	27.9
ГМ11(Г)	20.08.2034	65.7	1.550	–	3/2	14.7	24.5
ГМ12(Г)	10.09.2034	21.5	1.550	–	–	14.9	26.3
ГМ13(К)	09.10.2034	29.0	1.269	–	–	15.0	26.4
M3	13.12.2034	64.6	1.461	1.151	–	–	–



**рисунок 2.** Схема первой части йовицентрического этапа полёта КА «ЛП2»



**рисунок 3.** Схема второй части йовицентрического этапа полёта КА «ЛП2»

$n/m$  – отношение количества витков спутника (Ганимеда или Каллисто) к количеству витков КА;  $R_p$ ,  $R_a$  – радиусы перицентра и апоцентра орбиты КА в радиусах Юпитера; M1 – манёвр выхода на начальную орбиту вокруг Юпитера; M2 – манёвр в апоцентре начальной орбиты; M3 – манёвр выхода на начальную орбиту вокруг Ганимеда.

Длительность йовицентрического этапа для КА «ЛП2» будет больше, а схема будет содержать большее количество ГМ. Это вызвано необходимостью уменьшения асимптотической скорости подлёта к Ганимеду для последующего использования этого резерва топлива для посадки. Поэтому на рисунках 2 и 3 приведена только йовицентрическая траектория КА «ЛП2» в проекции на плоскость эклиптики. Для удобства восприятия она условно разделена на две части – до первого гравитационного манёвра у Каллисто и после.

### **3.4. Функционирование в окрестности Ганимеда**

Для выполнения задачи картографирования поверхности Ганимеда предпочтительнее круговая полярная орбита, поскольку она будет проходить над всеми широтами. Согласно требованиям со стороны научной аппаратуры, высота этой орбиты должна быть около 100 км. Виток на такой высоте КА будет совершать за 150 минут (около 2.5 часа), а межвитковый сдвиг трассы примерно равен 5.26 градусам.

КА «ЛП1» с подлётной траектории манёвром в перицентре ( $DV \approx 1500$  м/с) переводится на требуемую круговую орбиту. На ней отделяется орбитальный аппарат, проводящий научные исследования и собирающий данные для выбора места посадки посадочного аппарата. Длительность этого этапа должна быть не менее 2–3 месяцев.

КА «ЛП2» после прилёта к Ганимеду также выводится на круговую орбиту высотой 100 км, с которой в последующем производится посадка отделяемого посадочного аппарата. Характеристическая скорость выхода на ОИСГ составляет около 1200 м/с. За 7–10 дней перед посадкой посадочного аппарата в выбранное место орбитальный аппарат переводится на более высокую орбиту (высотой до двух тысяч километров) для увеличения длительности зоны совместной радиовидимости. Посадка посадочного аппарата выполняется под контролем орбитального аппарата и наземных станций. После наблюдения за процессом посадки орбитальный аппарат может быть возвращён на низкую орбиту для продолжения научных исследований.

### **список литературы**

Боровин Г.К., Голубев Ю.Ф., Грушевский А.В., Корянов В.В. и др. Полеты в системе Юпитера с использо-

ванием гравитационных маневров около галилеевых спутников // Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша. М., 2013. № 72. С. 1-32.

Голубев Ю.Ф., Тучин А.Г., Грушевский А.В., Корянов В.В. и др. Основные методы синтеза траекторий для сценариев космических миссий с гравитационными манёврами в системе Юпитера и посадкой на один из его спутников // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2015. № 4. С. 97-103.

Подзолко М.В., Гецелев И.В., Губарь Ю.И., Веселовский И.С. Радиационные условия миссии к Юпитеру и Европе // Астрономический вестник. 2009. Т. 43, № 2. С. 125-129.

Соловьев Ц.В., Тарасов Е.В. Прогнозирование межпланетных полетов. М.: Машиностроение, 1973. 400 с.

Atreya S.K., Donahue T.M., Festou M. Jupiter: Structure and Composition of the Upper Atmosphere // The Astrophysical Journal. The American Astronomical Society. 1981. P. 43-47.

Boutonnet A., Schoenmaekers J. JUICE: Consolidated Report on Mission Analysis (CReMA) // ESA, 2012, Reference WP-578. Issue 1. 86 p.

Burgess E. By Jupiter: Odyssey to a Giant. New York: Columbia University Press. 256 p.

Goodeill A. New Frontiers – Missions – Juno. NASA. URL: <http://www.missionjuno.swri.edu/> (дата обращения: 16.02.2016).

Hansen C.J.; Bolton S.J., Matson D.L., Spilker L.J. et al. The Cassini–Huygens flyby of Jupiter // Icarus. 2004. V. 172, issue 1. P. 1-8.

Martynov M.B., Lomakin I.V., Simonov A.V., Zelenyi L.M. et al. The Concept of expedition to Europa, the Jupiter’s satellite // International workshop «Europa Lander: science goals and experiments». Abstract book. 2009. P. 53-54.

McConnell S. Galileo: Journey to Jupiter. NASA Jet Propulsion Laboratory. URL: <http://solarsystem.nasa.gov/galileo> (дата обращения: 16.02.2016).

Pappalardo R.T. et al. Rise of Deep Melt into Ganymede’s Ocean and Implications for Astrobiology // Lunar and Planetary Science Conference 32, 2001. URL: <http://www.lpi.usra.edu/meetings/lpsc2001> (дата обращения: 16.02.2016).

Senske D. et al. Exploring the Habitability of Europa // International Colloquium and Workshop Ganymede Lander: scientific goals and experiments, Moscow, 2013. URL: <http://glcw2013.cosmos.ru/presentations>. (дата обращения: 16.02.2016).

Zelenyi L., Korablev O., Martynov M., Popov G. et al. Europa Lander mission and the context of international cooperation // Advances in Space Research. 2011. V. 48, issue 4. P. 615-628.

Статья поступила в редакцию 11.02.2016 г.

## ЧИСЛЕННОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ЧАСТИЦ АТМОСФЕРЫ МАРСА НА КОНСТРУКЦИЮ ТЕПЛОЗАЩИТЫ ДЕСАНТНОГО МОДУЛЯ «ЭКЗОМАРС-2»



**М.М. Голомазов<sup>1</sup>,**  
профессор, доктор  
физико-математических  
наук, [mmg@icad.org.ru](mailto:mmg@icad.org.ru);  
**M.M. Golomazov**

*В статье представлены методы и результаты расчёта теплового и эрозионного воздействия частиц атмосферы Марса на тепловую защиту десантного модуля миссии «ЭКЗОМАРС-2» при спуске в атмосфере. Для точки посадки на поверхность Марса «Oxia Planum», исследуются модели атмосферы, соответствующие различным климатическим условиям при посадке на поверхность планеты.*

*Ключевые слова: десантный модуль; траектория; атмосфера; тепловая защита; эрозия.*

### ВВЕДЕНИЕ

Доставка на поверхность Марса марсохода с помощью десантного модуля (ДМ) в составе космического комплекса «ЭКЗОМАРС-2», запуск которого планируется в 2018–2020 годах, представляет собой сложную научно-техническую проблему, решение которой состоит из ряда этапов. Важным этапом является вход и спуск аппарата в атмосфере Марса, в процессе которого конструкция и тепловая защита ДМ подвергаются со стороны атмосферы значительным тепловым и силовым нагрузкам. Дополнительное воздействие на аппарат оказывают твёрдые частицы, такие,

<sup>1</sup> Институт автоматизации проектирования РАН, Россия, г. Москва.

Institute of Design Automation of the Russian Academy of Sciences, Russia, Moscow.

## NUMERICAL STUDY OF THE INFLUENCE OF THE MARTIAN ATMOSPHERE PARTICLES ON THERMAL PROTECTION DESIGN OF THE «EXOMARS-2» DESCENT MODULE



**А.А. Иванков<sup>2</sup>,**  
доктор технических наук,  
[ival@laspaces.ru](mailto:ival@laspaces.ru);  
**A.A. Ivankov**

*The article presents the methods and results of the calculation of the heat and erosion effects of the particles in the atmosphere of Mars on descent module thermal protection of the «EXOMARS-2» mission during the descent in the atmosphere. For the «Oxia Planum» landing site on the Mars surface, studies atmospheric models are conducted corresponding to different climatic conditions at landing on the planet's surface.*

*Key words: descent module; trajectory; atmosphere; thermal protection; erosion.*

как пыль, водный лёд, распределённые на высотах до 40–60 км, на которых скорость аппарата достаточно велика. Количество пылевых частиц особенно возрастает в периоды пылевых бурь на Марсе. Частицы в потоке газа при больших скоростях движения аппарата представляют существенную опасность для теплозащиты ДМ, разрушение (эрозия) которой может привести к разрушению конструкции аппарата. Поэтому процессы эрозионного воздействия частиц на конструкцию десантного модуля необходимо учитывать при разработке тепловой защиты.

<sup>2</sup> ФГУП «НПО имени С.А. Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.

Federal Enterprise «Lavochkin Association», Russia, Moscow region, Khimki.

## 1. Постановка задачи

Настоящая работа продолжает начатое ранее (Иванков А.А., 2015) расчётно-теоретическое исследование эрозионных процессов, связанных с воздействием частиц атмосферы Марса на тепловую защиту ДМ. В работе (Иванков А.А., 2015) рассматривалась точка посадки – «Mawrth Vallis».

Математическая модель, используемая для решения поставленной задачи, включает в себя несколько этапов. Основной из них – расчёт поля течения возле аппарата вместе с расчётом траектории ДМ от точки входа в атмосферу – до момента ввода парашютной системы. На этом этапе для каждой точки траектории определяется поле течения и рассчитываются тепловые потоки к поверхности – конвективные и лучистые. Одновременно с решением задачи обтекания ДМ (внешняя задача) решается задача о прогреве конструкции и теплозащиты аппарата (внутренняя задача), вместе с расчётом уноса массы теплозащитного покрытия (ТЗП) за счёт теплового и эрозионного разрушения конструкции.

Рассмотрим методы решения названных выше задач.

### 1.1. Расчёт поля течения

Для определения поля течения и лучисто-конвективного теплообмена рассматривается двумерный (осесимметричный) случай обтекания аппарата. В качестве численного метода используется метод, являющийся развитием метода интегральных соотношений и метода прямых (Голомазов М.М., 2005) для течений газа с учётом переноса тепла излучением (Борисов В.М., Иванков А.А., 1992). Подробно постановка задачи применительно к условиям входа в атмосферу Марса представлена в работе (Голомазов М.М., Иванков А.А., 2015).

На рисунке 1 приведена физическая картина течения и область решения задачи обтекания ДМ потоком газа. В меридиональной плоскости, проходящей через ось симметрии течения, изображены образующие поверхностей: ударной волны  $r_s$ , поверхности тела  $r_w$ , верхней граничной (конической) поверхности с углом полураствора  $\theta_b$ . Область решения задачи  $ABCD$  в осесимметричном случае ограничена ударной волной  $r_s$ , осью симметрии, образующей поверхности тела  $r_w$ , и верхним граничным лучом  $\theta_b$ . В области решения задачи течение газа дозвуковое и сверхзвуковое, с большими значениями и градиентами давления и температуры газа. Для устойчивого решения задачи обтекания ДМ потоком газа верхний граничный луч  $\theta_b$  целиком располагался в сверхзвуковой области течения. Для этого точка  $O$  – центр полярной системы координат  $(r, \theta)$ , в которой записывалась исходная система уравнений задачи, пере-

мещалась вдоль оси симметрии течения, занимая фиксированное положение  $O^*$  при вращении луча  $\theta_b$  до положения  $\theta_b^*$  вокруг угловой точки  $C$  области решения задачи.

Относительно свойств газовой среды пренебрегается вязкостью и теплопроводностью газа. Предполагается, что газ находится в состоянии локального термодинамического равновесия. При исследуемых режимах обтекания это допущение справедливо, поскольку неравновесные эффекты за ударной волной проявляются на больших высотах полёта (Голомазов М.М., Финченко В.С., 2013), на которых тепловое воздействие атмосферы на аппарат является несущественным.

Система уравнений радиационной газовой динамики (РГД) для установившихся пространственных течений газа в общей тензорной форме имеет вид

$$\nabla \cdot (\rho \bar{V}) = 0, \quad (\bar{V} \cdot \nabla) \bar{V} + (1/\rho) \nabla P = 0, \quad (1)$$

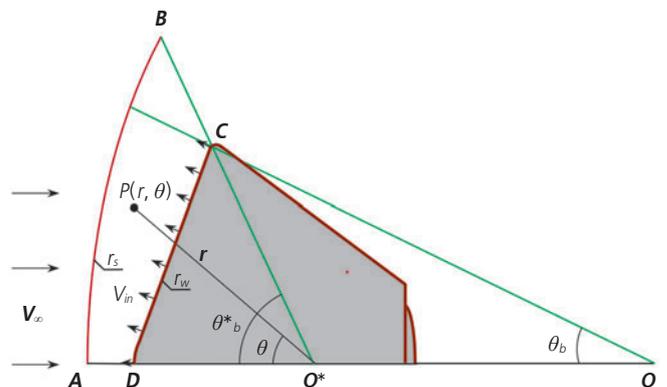
$$\nabla \cdot [\rho \bar{V} (h + V^2 / 2) + \bar{H}] = 0,$$

$$\bar{H} = \int_0^\infty \bar{H}_\nu d\nu, \quad \rho = \rho(P, T), \quad h = h(P, T),$$

$$\nabla \cdot \Pi_\nu = K_\nu \bar{H}_\nu, \quad \Pi_\nu = -\frac{4\pi}{3} \left( B_\nu - \frac{1}{4\pi K_\nu} \nabla \cdot \bar{H}_\nu \right) E,$$

$$B_\nu = \frac{2h_* c^2 \nu^3}{\exp(h_* c \nu / kT) - 1}, \quad K_\nu = K_\nu(P, T). \quad (2)$$

Здесь  $\nabla$  – оператор градиента в трёхмерном евклидовом пространстве с радиус-вектором  $\vec{r}$ ;  $\bar{V}$  – вектор скорости газа;  $\rho, h, P, T, K_\nu$  – соответственно плотность, удельная энтальпия, давление, температура газа и коэффициент поглощения излучения;  $\bar{H}_\nu$  – вектор монохроматического лучистого теплового потока;  $c$  – скорость света в вакууме;  $h_*$  – постоянная Планка;  $\nu$  – частота излучения;  $k$  – постоянная Больцмана;  $\Pi_\nu/c$  – тензор монохроматического излучения;  $E$  – единичный тензор;  $\rho, h, K_\nu$  – заданные функции своих аргументов –  $P$  и  $T$ ; индекс « $\nu$ » относится к параметрам монохроматического излучения.



**рисунок 1.** Физическая картина течения и область решения задачи

Система дифференциальных уравнений состоит из двух подсистем: газодинамической (1) и тепловой (2). Подсистема (1) включает законы сохранения массы, импульса и энергии для частицы газа. Подсистема (2) содержит закон равновесия для излучающе-поглощающей среды и реологическое соотношение для тензора  $P_v$ . В терминах метода сферических гармоник представленная тепловая подсистема (2) соответствует  $P_1$ -приближению.

Селективность излучения для газовой среды, соответствующей атмосфере Марса, учитывается в многогрупповом приближении с использованием модели (Баула Г.Г. и др., 1984), включающей десять спектральных групп.

Условия на поверхностях разрыва для газодинамических функций традиционны: на ударной волне  $r_s$  задаются условия совместности Ренкина – Гюгонио. Для функций поля излучения на поверхностях разрыва непрерывны нормальная компонента вектора  $\vec{H}$  и компонента тензора  $\Pi$  – диагонального в  $P_1$ -приближении.

Краевая задача состоит в определении двух неизвестных функций – положения ударной волны  $r_s$  и значений компоненты тензора  $\Pi_{rr}$  на ударной волне –  $\Pi_{rr,s}$ . Значения управляющих параметров  $r_s$  и  $\Pi_{rr,s}$  в узлах сетки по угловой переменной  $u$  подбираются в процессе счёта по выполнению граничных условий – на ударной волне для функций поля излучения и на поверхности тела – для газодинамических функций обобщенным методом Ньютона.

Численный метод решения краевой задачи, а также метод расчёта конвективных тепловых потоков описаны в работе (Голомазов М.М., Иванков А.А., 2015).

## 1.2. Расчёт прогрева, теплового и эрозионного разрушения конструкции теплозащиты ДМ

Расчёт прогрева и уноса массы теплозащитного покрытия ДМ проводится в одномерной постановке, поскольку в исследуемом случае температурные градиенты в нормальном направлении к обтекаемой газом поверхности существенно больше, чем в касательном. Используется нестационарное уравнение теплопроводности, дополненное учётом процессов теплового и эрозионного разрушения материала, а также процессом фильтрации газа при внутреннем термическом разложении ТЗП (Иванков А.А., 2012)

$$C\rho_m \frac{\partial T}{\partial t} = \frac{\partial}{\partial x} \left[ \lambda(x) \frac{\partial T}{\partial x} \right] - C_g G_g \frac{\partial T}{\partial x} - Q_d, \quad (3)$$

$$0 < x < \delta, \quad 0 < t \leq t_f,$$

где  $T=T(x, t)$  – температура материала;  $C(x)$ ,  $\rho_m(x)$  и  $\lambda(x)$  соответственно теплоёмкость единицы массы, плотность и коэффициент теплопроводности материала ТЗП (с учётом газообразных продуктов разру-

шения);  $C_g=C_g(P, T)$  – теплоёмкость единицы массы газообразных продуктов разложения;  $x$  – координата, отсчитываемая в нормальном направлении к поверхности,  $x=0$  соответствует поверхности, обтекаемой газом;  $\delta$  – начальное значение толщины слоя материала ТЗП;  $t$  и  $t_f$  – соответственно текущее и конечное время прогрева.

Коэффициенты уравнения (3)  $C(x)$ ,  $\rho_m(x)$  и  $\lambda(x)$  терпят сильный разрыв на стыке веществ с различными теплофизическими свойствами. В точке разрыва коэффициентов выполняются естественные условия сопряжения – непрерывности температуры  $T(x, t)$  и теплового потока  $\lambda \partial T / \partial x$ . Условия сопряжения записываются в виде

$$[T(x, t)] = 0, \quad \left[ \lambda \frac{\partial T}{\partial x} \right] = 0,$$

где символом  $[ ]$  обозначен скачок функции при переходе зоны контакта веществ.

В начальный момент времени  $t=0$  задается распределение температуры поперек слоя материала

$$T(0, x) = T_b(x), \quad 0 \leq x \leq \delta, \quad t = 0. \quad (4)$$

Тепловой унос материала ТЗП с поверхности описывают граничные условия 1-го рода. Принята модель, по которой унос (разрушение) материала начинается при достижении его температуры разрушения  $T_d$  (задача Стефана (Самарский А.А., Вабишевич П.Н., 2003))

$$T(t, x) = T_{d,0}, \quad x = x_{d,0}(t); \quad 0 \leq x_{d,0} \leq d, \quad 0 < t \leq t_f, \quad (5)$$

где  $x_{d,0}(t)$  – положение внешней (обтекаемой газом) разрушаемой границы ТЗП, определяемое в процессе решения. Скорость перемещения границы  $V_d$  при расчёте теплового разрушения находится по формуле

$$V_{d,0} = \frac{q_0 - \varepsilon_0 \sigma T^4}{\rho_m I_{ef,0}}, \quad (6)$$

где  $q_0$  – суммарный тепловой поток к поверхности;  $\varepsilon_0$  – степень черноты;  $\sigma$  – постоянная Стефана – Больцмана;  $I_{ef,0}$  – эффективная энтальпия теплового разрушения материала ТЗП; индекс «0» относится к внешней поверхности. В соотношении (6) пренебрегается тепловым потоком, идущим на нагрев материала ТЗП, что приводит к незначительному завышению его уноса.

Значение линейного уноса  $\Delta \delta$  в результате теплового разрушения материала покрытия определяется интегралом

$$\Delta \delta = \int_{t_0}^{t_1} V_{d,0}(t) dt,$$

где моменты  $t_0$  и  $t_1$  соответствуют началу и прекращению процесса разрушения, а скорость  $V_{d,0}$  определяется по формуле (6).

Если температура поверхности ТЗП не достигает температуры разрушения материала, то вместо (5) задается условие

$$-\lambda \frac{\partial T}{\partial x} = q_0 - \varepsilon_0 \sigma T^4, \quad x = x_{d,0}, \quad 0 < t \leq t_f. \quad (7)$$

На внутренней границе области решения, расположенной на некотором удалении от обтекаемой поверхности внутри стенки конструкции, температура  $T(t, x)$  всегда меньше температуры разрушения материала. Здесь граничное условие имеет вид

$$\lambda \frac{\partial T}{\partial x} = q_1 - \varepsilon_1 \sigma T^4, \quad x = \delta, \quad 0 < t \leq t_f, \quad (8)$$

где индекс «1» относится к внутренней границе расчётной области  $x = \delta$ .

Решение уравнения (3) определяется при заданных начальных (4) и граничных условиях на внешней (обтекаемой) поверхности (5) или (7), и на внутренней границе – (8) с учётом соотношения (6) на внешней границе области решения.

Для численного решения задачи используется однородная консервативная разностная схема, представленная в работе (Иванков А.А., 2012). При проведении расчётов используется чисто неявный вариант схемы (абсолютно устойчивый) с 1-м порядком аппроксимации по времени  $t$  и 2-м – по переменной  $x$ .

В расчётах не учитывалась фильтрация газообразных продуктов при внутреннем тепловом разложении материала ТЗП вследствие незначительного влияния этого процесса на решение задачи.

Одновременно с тепловым разрушением, которое происходит при достижении температуры материала его температуры разрушения  $T = T_d$ , может происходить эрозионное разрушение поверхности при достаточно большой относительной скорости сталкивающихся объектов ( $V_w > 200$  м/с). Процессы соударения с теплозащитным покрытием ДМ твёрдых частиц, таких, как частицы пыли и водного льда, присутствующие в атмосфере Марса, сопровождаются рядом физических явлений, связанных с превращением кинетической энергии частиц во внутреннюю энергию сталкивающихся объектов, с возможным изменением их агрегатного состояния.

При учёте процессов разрушения обычно рассматриваются две предельные модели взаимодействия – абсолютно упругий и неупругий удары. Для рассматриваемого случая принимается модель неупругого взаимодействия, при которой после соударения частиц с поверхностью сталкивающиеся объекты продолжают совместное движение. В этом случае кинетическая энергия частиц расходуется в основном на разрушение материала ТЗП. Часть энергии при этом переходит в тепловую, а также расходуется на разрушение падающих частиц.

С учётом принятых допущений для определения максимально возможного уноса материала покрытия используется модель, по которой кинетическая энергия

частиц в набегающем потоке газа полностью расходуется на разрушение теплозащитного покрытия. Для определения скорости эрозионного уноса ТЗП  $V_{er}$  используется соотношение (Михатулин Д.С. и др., 2011)

$$V_{er} = \frac{\rho_p(H) V_w^3(t) \cos(\theta)}{2 I_{ef,er} \rho_m} f(\theta) = \frac{W(t) \cos(\theta)}{I_{ef,er} \rho_m} f(\theta), \quad (9)$$

где  $\rho_p(H)$  – плотность частиц (пыли или водного льда) в единице объёма, содержащихся в атмосфере Марса;  $V_w(t)$  – скорость частиц относительно разрушаемой поверхности;  $I_{ef,er}$  – эффективная энтальпия разрушения ТЗП в результате эрозии;  $f(\theta)$  – множитель, определяющий зависимость  $V_{er}$  от угла падения вектора скорости частицы к разрушаемой поверхности,  $f(\theta) \leq 1$ , в расчётах полагалось  $f(\theta) = 1$ ;  $W = 0.5 r_p \cdot V_w^3$  – поток кинетической энергии частиц. По известным данным, для осуществления процесса эрозии минимальное значение скорости частиц относительно разрушаемой поверхности должно быть не менее 200 м/с, поэтому расчёты по формуле (9) проводятся при условии  $V_w \geq 200$  м/с.

В экспериментах по исследованию эрозии теплозащитного покрытия от воздействия атмосферных водных частиц (капель дождя), проведённых во ФГУП «ЦНИИмаш», для эффективной энтальпии разрушения ТЗП было определено значение  $I_{ef,er} = 1400$  кДж/кг. В настоящей работе это значение используется для оценки эрозионного разрушения теплозащитного материала от воздействия частиц льда.

В работе (Михатулин Д.С. и др., 2011) для широкого класса ТЗП и воздействующих твёрдых частиц предложен интервал значений  $I_{ef,er} = 300 \dots 500$  кДж/кг. В расчётах эти значения используются при определении эрозии от частиц пыли. В отличие от уноса материала ТЗП, обусловленного аэродинамическим нагревом, эрозионный унос слабо зависит от температуры обтекаемой поверхности.

Значение линейного эрозионного уноса  $\Delta \delta_{er}$  теплозащитного покрытия вдоль траектории ДМ определяется интегралом

$$\Delta \delta_{er}(t) = \int_{t_{0er}}^{t_{1er}} V_{er}(t) dt, \quad (10)$$

где моменты  $t_{0er}$  и  $t_{1er}$  соответствуют началу и прекращению процесса эрозионного разрушения, а скорость  $V_{er}$  определяется по формуле (9).

## 2. Результаты расчётов

Результаты расчётов представлены для выбранной в настоящее время для десантного модуля космического комплекса «ЭКЗОМАРС-2» точки посадки – «Oxia Planum» с координатами 18.2° северной

широты и  $335.5^\circ$  восточной долготы. Для этой точки посадки исследовались модели атмосферы Марса в соответствии с возможными климатическими условиями (сценариями) её состояния. В числе этих моделей – «холодная», «тёплая» и «пылевая», рассчитанные по программе «Mars Climate Database version 5.1» (MCD 5.1) (Millour E. et al., 2014).

Задача входа и последующего спуска ДМ в атмосфере Марса решалась применительно для каждой из рассмотренных моделей атмосфер. Наиболее подробно исследовалась пылевая модель, поскольку ранее для точки посадки ДМ «Mawrth Vallis» ( $22.25^\circ$  северной широты и  $342^\circ$  восточной долготы) было установлено (Иванков А.А., 2015), что пылевая модель, соответствующая сценарию пылевой бури на Марсе отличается наибольшей плотностью распределения пылевых частиц. Вместе с тем, значимыми являются результаты для других возможных климатических условий, которые могут быть реализованы в рассматриваемой точке посадки. В работе (Финченко В.С. и др., 2014) приведены предварительные результаты тепловых расчётов для других точек посадки на Марс без учёта эрозионного разрушения поверхности ДМ.

Результаты демонстрируются для траекторий входа ДМ в атмосферу Марса с начальными значениями: высоты  $H_0=125$  км, скорости  $V_0=5796$  км, угла входа  $\theta_0=-12.56^\circ$ . Эти условия являются наиболее критичными по тепловому режиму из заданного диапазона условий входа для исследуемой точки посадки. Масса аппарата полагалась равной 2000 кг. Траектории, соответствующие различным моделям атмосферы, рассчитывались до ввода парашютной системы при числах Маха в набегающем потоке  $M_\infty \sim 1.8-2.1$ . Аэродинамические характеристики ДМ задавались по результатам работы (Голомазов М.М., Финченко В.С., 2013).

Особенности формы ДМ и геометрические характеристики приведены на рисунке 1.

Лобовая поверхность аппарата представляет собой затупленный по сфере конус с углом полураствора  $70^\circ$  и радиусом сферического затупления 950 мм. Лобовая поверхность посредством торовой кромки радиуса 95 мм гладко сопрягается с конической поверхностью донной части ДМ. Диаметр миделевого сечения аппарата составляет 3.8 м.

На рисунке 2 представлены баллистические параметры траектории входа: высоты  $H$ , скорости  $V$  и скоростного напора  $q^*=\rho V^2/2$ . Данные приведены для пылевой модели атмосферы Марса, результаты для других моделей атмосферы отличались незначительно.

На рисунке 3 также для пылевой модели приведены распределения по траектории чисел Кнудсена  $Kn$ , Рейнольдса  $Re$  и высоты полёта  $H$ , позволяющие определять режимы течения возле аппарата и соответствующим образом выбирать методики расчёта тепловых потоков.

На рисунке 4 вдоль траектории представлены распределения параметров торможения газового потока для критической точки поверхности – удельной энтальпии  $H_0$ , давления  $P_0$  и температуры газа  $T_0$ . Значения параметров  $P_0$  и  $T_0$  с точностью до 5% соответствуют значениям давления и температуры газа за ударной волной и, таким образом, характеризуют уровни этих величин в ударном слое у поверхности аппарата.

На рисунках 5–7 для исследуемых моделей атмосфер (холодной, тёплой и пылевой) представлены рассчитанные с использованием базы данных (БД) MCD 5.1 распределения по высоте массовой доли  $(\rho/\rho_r)_d$  частиц пыли ( $\rho$  и  $\rho_r$  – плотность частиц пыли и газа атмосферы) и мольной доли  $(\rho/\rho_r)_d$  частиц льда (здесь  $\rho$  и  $\rho_r$  – число молей водного льда и газа атмосферы). На рисунках приведены также распределения характерных размеров – эффективных радиусов  $R_{эф}$  частиц пыли и льда. Между эффективным  $R_{эф}$  и средним геометрическим  $R_0$  радиусами частиц существует связь  $R_0=kR_{эф}$ , где коэффициент  $k=0.36$  для пылевых частиц и  $k=0.8$  для частиц льда (Millour E. et al., 2014).

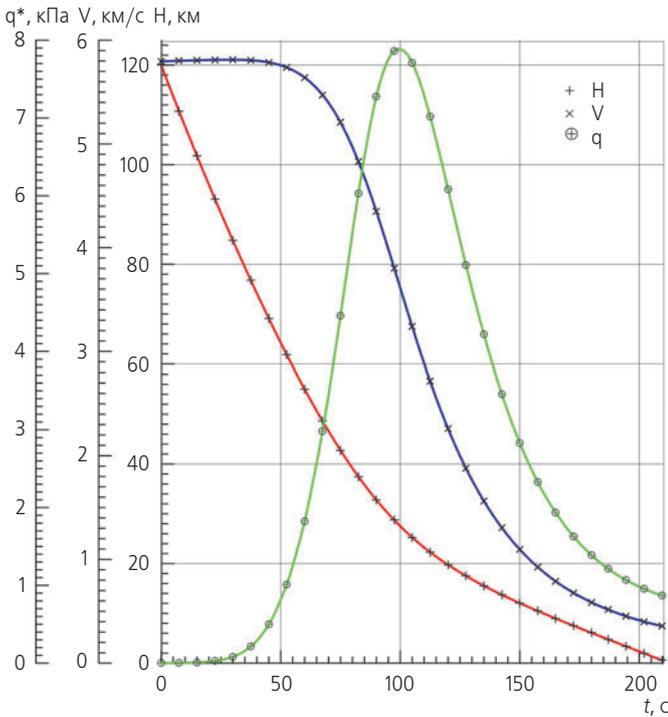
На рисунках 5–7 кривые 1 и 3 обозначают массовую и мольную доли соответственно частиц пыли и льда; 2 и 4 – их эффективный радиус. Данные в относительных величинах (в безразмерном виде) на рисунках 5–7 представляют интерес для анализа состояния атмосферы и содержания в ней твёрдых частиц. Более важной является информация о приведённых величинах в размерном виде вдоль траектории спуска аппарата. Это позволяет непосредственно оценить воздействие частиц на конструкцию тепловой защиты ДМ.

На рисунках 8–10 вдоль траекторий спуска ДМ представлены рассчитанные с использованием данных рисунков 5–7 массовые плотности частиц пыли и водного льда, а также их эффективные радиусы для моделей атмосферы – холодной, тёплой и пылевой. Кривые 1 и 3 обозначают плотность  $\gamma$  соответственно частиц пыли и льда; 2 и 4 – их эффективный радиус  $R_{эф}$ ; кривая 5 – высоту полёта  $H$ .

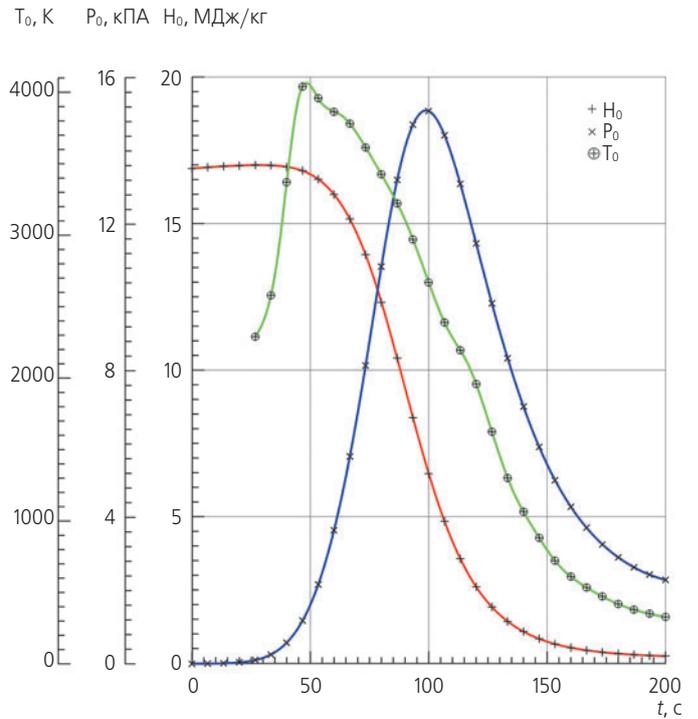
Из результатов, представленных на рисунках 8–10, следует, что максимальная плотность частиц пыли достигается для пылевой модели атмосферы, а максимальная плотность частиц льда – для тёплой.

На рисунке 11 представлены результаты, определяющие конфигурацию расчётной области между ударной волной и телом. Здесь вдоль траектории ДМ представлено распределение отхода ударной волны  $E$  от поверхности аппарата вдоль лучей сетки  $v_i$  по угловой переменной:  $v_1=0$ ,  $v_2=0.5\theta_b$ ,  $v_3=\theta_b$  (см. рисунок 1). Эти данные используются для оценки движения частиц в высокотемпературном ударном слое от ударной волны к поверхности тела. Результаты представлены для участка траектории, на котором в основном реализуется тепловое и эрозионное воздействие атмосферных частиц. Подробно результаты

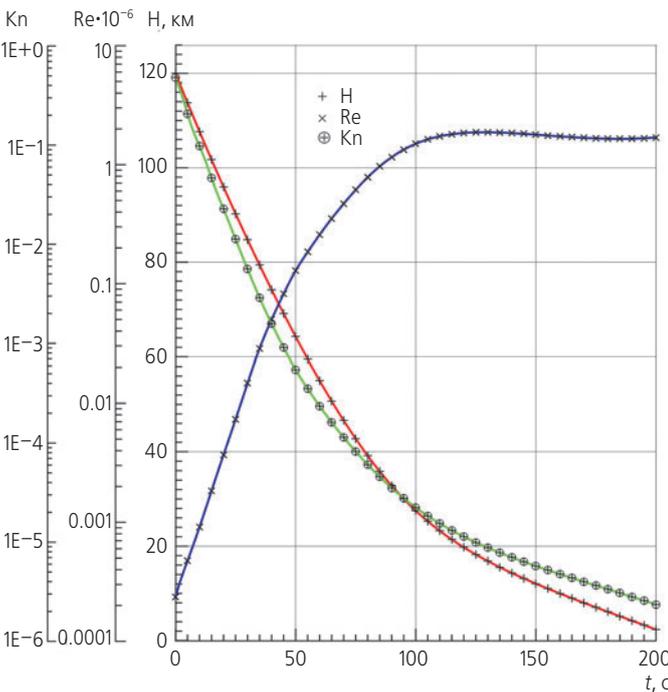
# ЧИСЛЕННОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ЧАСТИЦ АТМОСФЕРЫ МАРСА НА КОНСТРУКЦИЮ ТЕПЛОЗАЩИТЫ ДЕСАНТНОГО МОДУЛЯ «ЭКЗОМАРС-2»



**рисунок 2.** Параметры траектории входа ДМ в атмосферу Марса



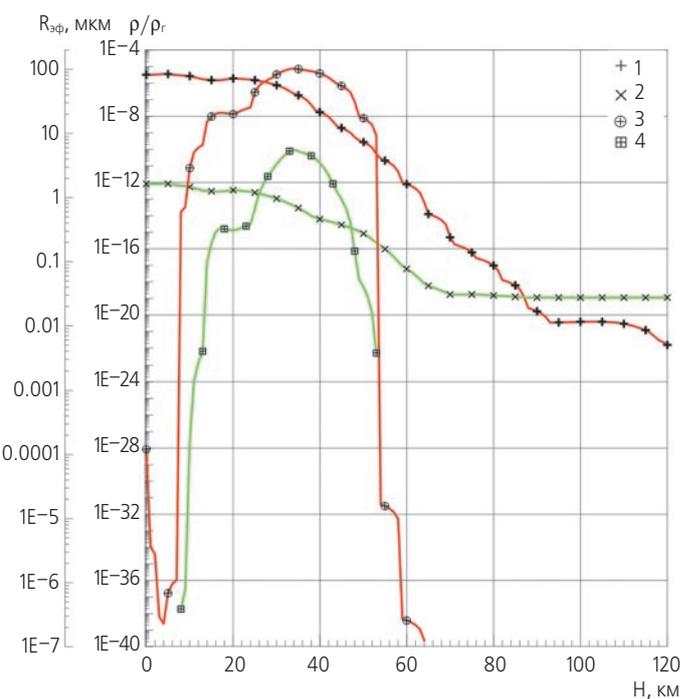
**рисунок 4.** Распределения параметров торможения  $H_0$ ,  $P_0$  и  $T_0$  вдоль траектории



**рисунок 3.** Распределения высоты  $H$ , чисел  $Re$  и  $Kn$  вдоль траектории

расчётов распределений других газодинамических функций (давления, температуры и др.) в ударном слое, используемых для анализа состояния газа за ударной волной, представлены в работе (Голомазов М.М., Иванков А.А., 2015).

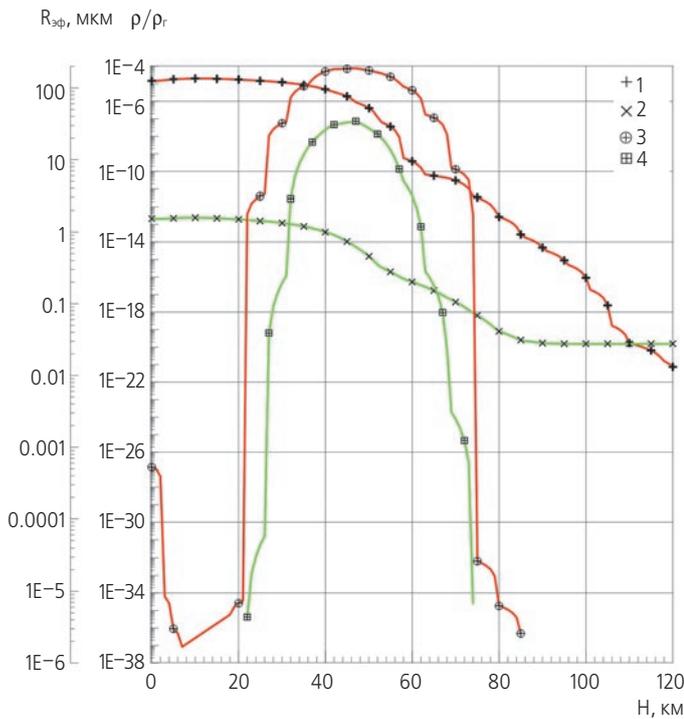
На рисунках 12–14 представлено распределение аэродинамического теплового потока  $q$  и потока



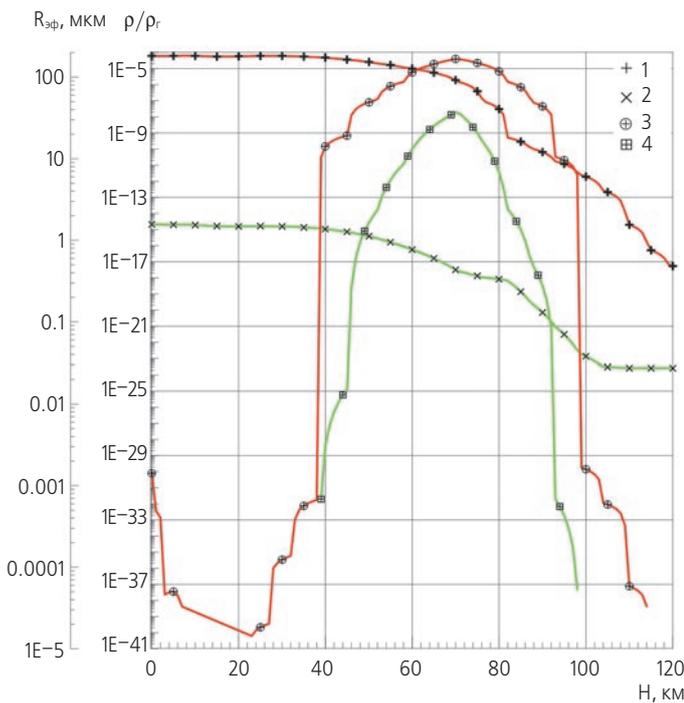
**рисунок 5.** Распределение по высоте  $H$  относительной плотности и размеров частиц пыли и льда для холодной атмосферы

кинетической энергии  $W$  частиц пыли и льда вдоль траектории ДМ для моделей атмосферы – холодной, теплой и пылевой. Эти данные позволяют сравнить уровни аэродинамического теплового воздействия и кинетической энергии атмосферных частиц.

Кривые на рисунках 12–14 для критической точки поверхности ДМ обозначают: 1 – аэродинамический

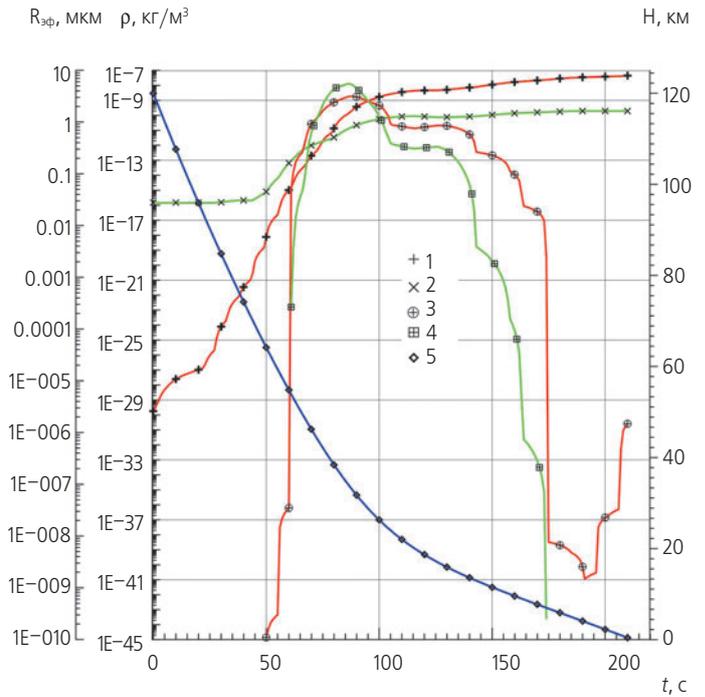


**рисунок 6.** Распределение по высоте  $H$  относительной плотности и размеров частиц пыли и льда для тёплой атмосферы

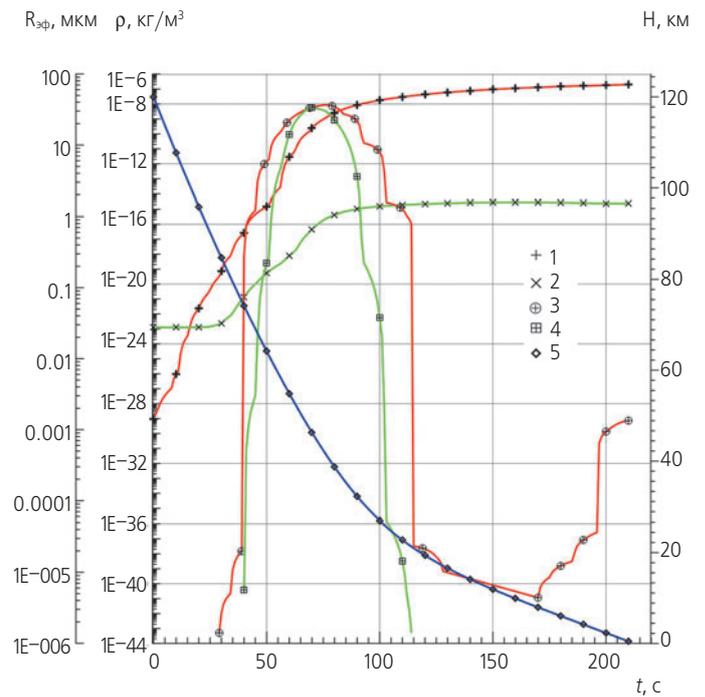


**рисунок 7.** Распределение по высоте  $H$  относительной плотности и размеров частиц пыли и льда для пылевой атмосферы

тепловой поток; 2 и 3 – потоки кинетической энергии соответственно частиц пыли и льда, фигурирующие в формуле (9) при формировании эрозионного уноса ТЗП; 4 – высота полёта. Из рисунков следует, что уровни потока кинетической энергии частиц более чем на два порядка меньше уровней соответствующего теплового потока. Ещё меньшими были интеграль-



**рисунок 8.** Распределение массовой плотности и размеров частиц пыли и льда в холодной атмосфере



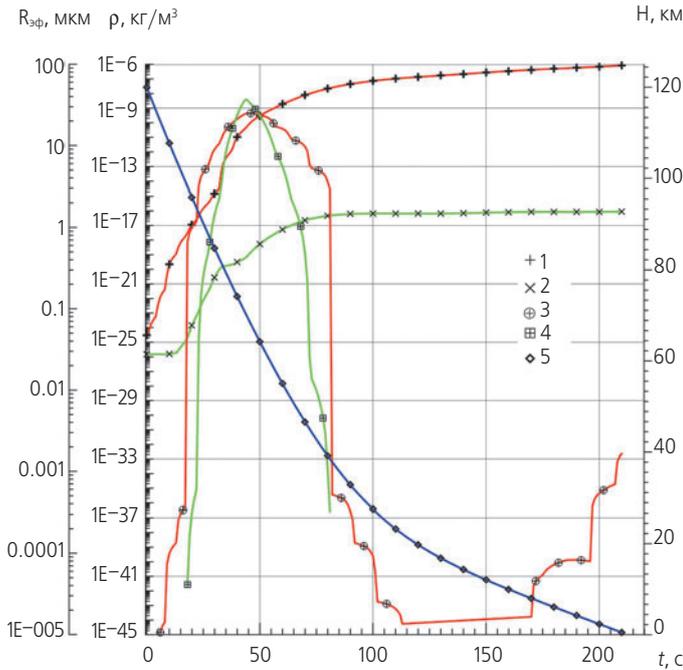
**рисунок 9.** Распределение массовой плотности и размеров частиц пыли и льда для тёплой атмосферы

ные значения потока кинетической энергии, рассчитанные вдоль траектории ДМ с помощью интеграла

$$W_{\text{инт}} = \int_{t_1}^{t_2} W(t) dt,$$

определяемого численно по формуле трапеций с узлами на расчётной временной сетке. Именно эти

# ЧИСЛЕННОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ЧАСТИЦ АТМОСФЕРЫ МАРСА НА КОНСТРУКЦИЮ ТЕПЛОЗАЩИТЫ ДЕСАНТНОГО МОДУЛЯ «ЭКЗОМАРС-2»



**рисунок 10.** Распределение массовой плотности и размеров частиц пыли и льда для пылевой атмосферы

значения  $W_{инт}$  определяют тепловое воздействие частиц на ДМ.

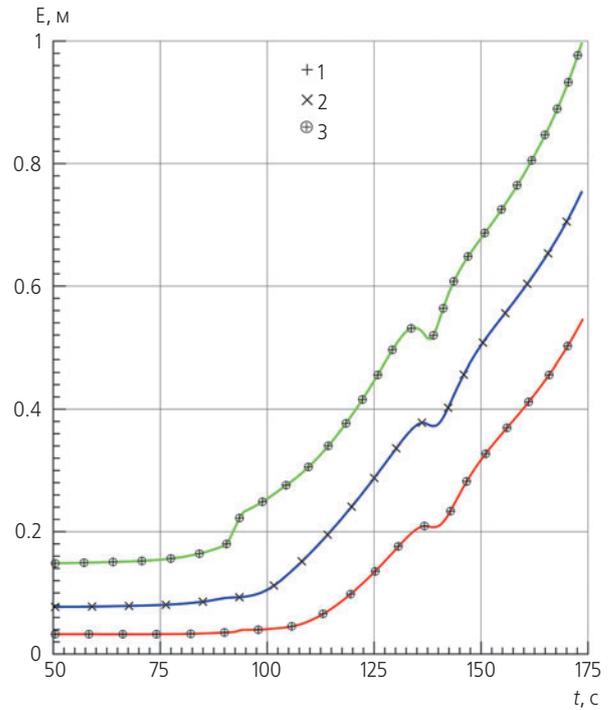
Если предположить, что вся кинетическая энергия частиц пыли и льда переходит в тепловую энергию (без учёта затрат на разрушение поверхности), то её вклад в суммарное тепловое воздействие на аппарат составляет менее 1%, и таким вкладом можно пренебречь.

Оценим другой эффект взаимодействия частиц с поверхностью ДМ, а именно эрозионное воздействие, в предположении, что вся кинетическая энергия частиц расходуется на разрушение ТЗП, пренебрегая переходом части этой энергии в тепловую.

Оценим по формуле (9) эрозионный унос ТЗП и сравним его с уносом покрытия, обусловленного аэродинамическим нагревом, рассчитанным по формуле (6). При оценках используем указанные выше максимальное – 1400 кДж/кг (для частиц льда) и минимальное – 300 кДж/кг (для частиц пыли) значения эффективной энтальпии разрушения ТЗП.

Следует отметить, что скорость газа при переходе через ударную волну в ударном слое значительно снижается и становится дозвуковой в большей части ударного слоя у поверхности тела. При этом плотность, давление и температура газа значительно возрастают (Голомазов М.М., Иванков А.А., 2015).

Скорость частиц пыли и льда в ударном слое за счёт работы сил аэродинамического сопротивления при движении частиц от ударной волны к телу также снижается, но менее значительно. Оценки для гиперзвуковых скоростей полёта ДМ ( $M_\infty > 5-6$ ) показывают,



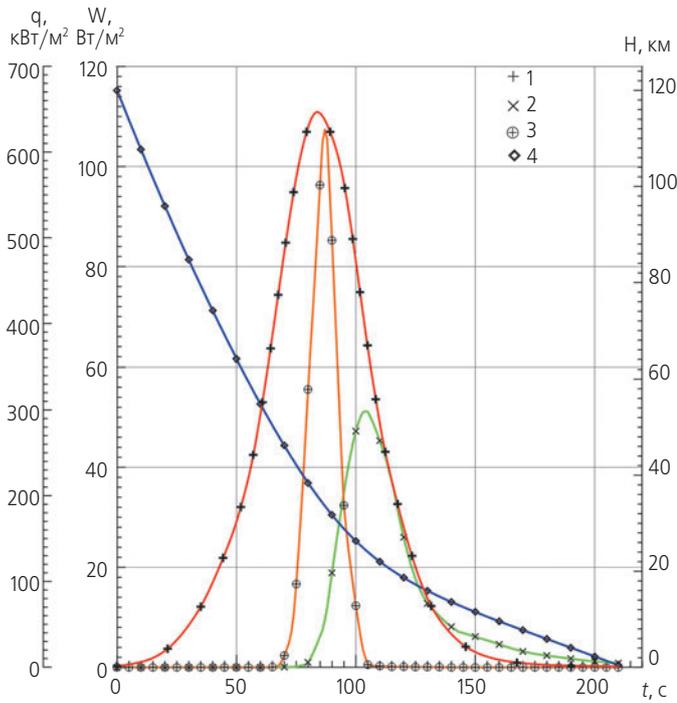
**рисунок 11.** Отход ударной волны вдоль лучей  $v_1=0$ ,  $v_2=0.5\theta_b$ ,  $v_3=\theta_b$

что за счёт торможения в ударном слое скорость частиц к поверхности тела снижается до значения  $V_w$ , определяемого из соотношений

$$V_w = b \cdot V_\infty, \quad b = \frac{1-a}{1+a}, \quad a = 0.375 \frac{\rho_s E_s c_x}{R_0 \rho_p},$$

где  $V_\infty$  – скорость частиц до ударной волны;  $E_s$  – путь (отход ударной волны, см. рисунок 11), пройденный частицей от ударной волны к телу; индекс «s» соответствует параметрам, вычисленным в ударном слое;  $c_x$  – коэффициент лобового сопротивления, для сферы принимается  $c_x=1$ . Приведённая для гиперзвуковых скоростей полёта формула даёт снижение скорости частиц  $V_w$  на высотах полёта 65–20 км в пределах  $b=0.95-0.35$ . Оценки при меньших сверхзвуковых скоростях полёта на высотах ниже 20 км дают снижение скорости в пределах  $b=0.4-0.5$ . Таким образом, при расчётах вдоль траектории (см. рисунок 2) всегда выполнялось условие  $V_w \geq 200$  м/с, необходимое для эрозионного воздействия частиц на теплозащитное покрытие. При проведении оценок пренебрегалось уменьшением скорости частиц к поверхности аппарата, что даёт максимальный унос ТЗП.

На рисунках 15–17 вдоль траекторий ДМ для моделей атмосферы – холодной, теплой и пылевой представлены распределения линейного теплового и эрозионного уносов ТЗП. Используются обозначения кривых: 1 – суммарный унос ТЗП (тепловой и эрозионный), 2 – тепловой (аэродинамический) унос (см. (6)), 3 и 4 – эрозионный унос, обусловленный воздействием частиц соответственно пыли и льда (см. (9)).



**рисунок 12.** Распределение аэродинамического теплового потока и потока кинетической энергии частиц пыли и льда для холодной атмосферы

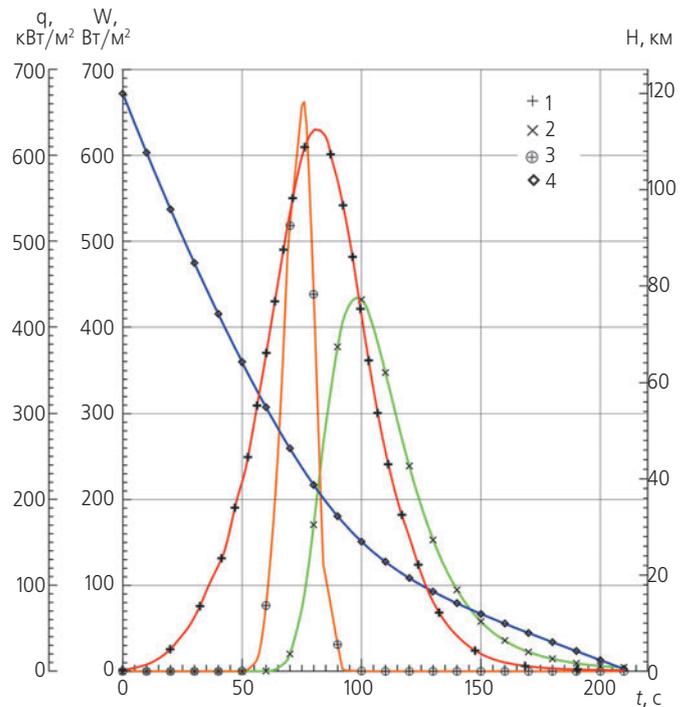
Расчёты проводились с учётом принятых допущений для ТЗП с плотностью  $\rho_m=500$  кг/м<sup>3</sup>. Плотность частиц пыли полагалась равной  $\rho_d=2500$  кг/м<sup>3</sup>, а частиц льда –  $\rho_a=917$  кг/м<sup>3</sup>. В расчётах пренебрегалось нагревом и изменением агрегатного состояния частиц при движении в высокотемпературном ( $T\sim 1000\text{--}4000$  К) ударном слое. Учёт этого фактора приводит к уменьшению значений эрозионного уноса.

В таблице представлены максимальные величины рассчитанных значений уноса ТЗП (достигались в момент его прекращения), реализуемых за счёт исследуемых физических процессов. Нижние индексы в таблице при обозначении уносов ТЗП соответствуют: «d» и «a» – уносу соответственно от частиц пыли и льда, «h» и «s» – аэродинамическому тепловому и суммарному уносам ТЗП (суммируются все значения).

**таблица** – Значения уносов ТЗП для исследуемых физических процессов

параметр	модель атмосферы		
	холодная	тёплая	пылевая
$\Delta\delta_d$	0.01199	0.1323	0.5984
$\Delta\delta_a$	0.00218	0.0149	0.0008
$\Delta\delta_h$	11.55	11.82	12.32
$\Delta\delta_s$	11.56	11.97	12.92

Наиболее критичной по тепловым нагрузкам на ДМ и процессам разрушения ТЗП оказалась пылевая модель атмосферы. Здесь максимальными являются как тепловой  $\Delta\delta_h=12.32$  мм, так и эрозионный (пыле-



**рисунок 13.** Распределение аэродинамического теплового потока и потока кинетической энергии частиц пыли и льда для тёплой атмосферы

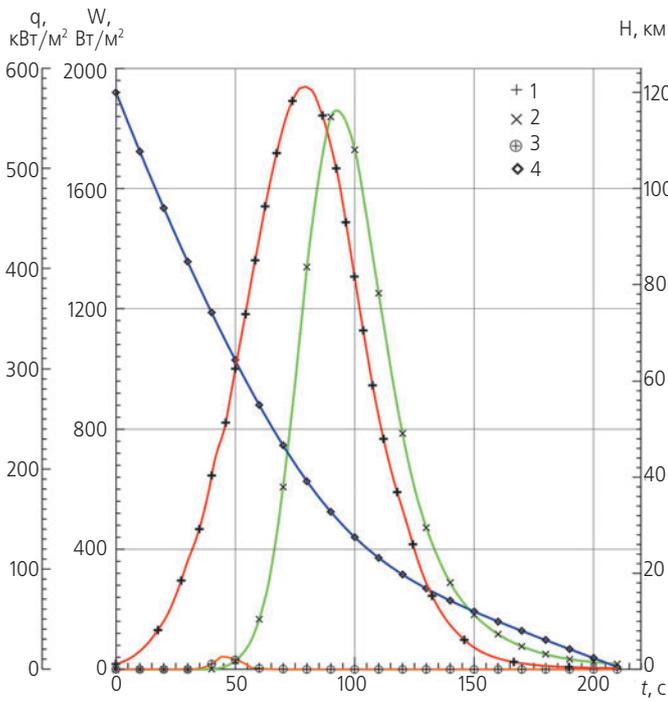
вой)  $\Delta\delta_d=0.5984$  мм уносы материала, причём эрозионный унос составил 4.6% от теплового уноса ТЗП. Для пылевой модели атмосферы максимальным является также суммарный унос ТЗП, который составляет  $\Delta\delta_s=12.92$  мм.

Следует отметить, что от воздействия частиц льда максимальный унос ТЗП достигается для теплой модели атмосферы и составляет  $\Delta\delta_d=0.0148$  мм, что не превышает 3% максимального уноса от пылевых частиц. Таким образом, в условиях исследуемой задачи при оценке эрозионного уноса можно пренебречь воздействием частиц льда по сравнению с воздействием пылевых частиц.

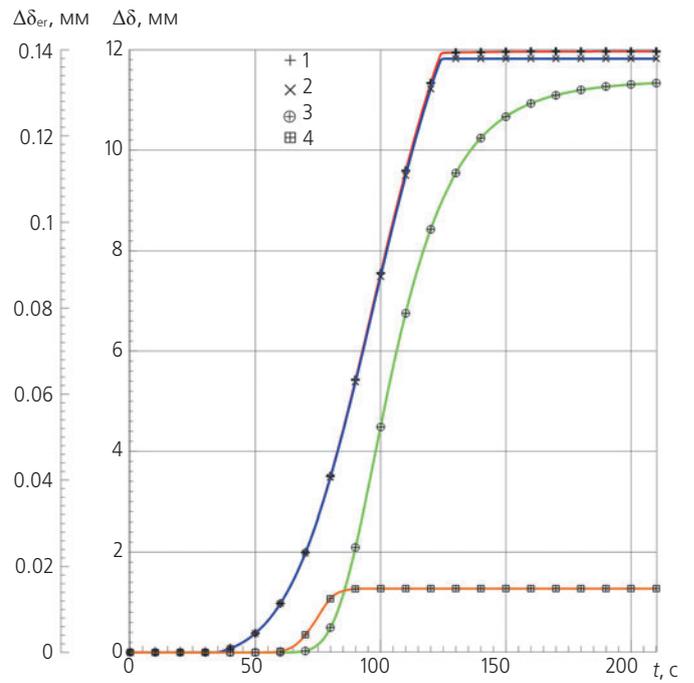
По результатам расчётов следует вывод о том, что холодная модель атмосферы наименее критична по тепловым нагрузкам и процессам разрушения теплозащитного материала. Тёплая модель занимает промежуточное положение среди исследуемых моделей атмосферы Марса.

На рисунке 18 в качестве иллюстрации для пылевой модели атмосферы – наиболее критичной по тепловой нагрузке и уносу ТЗП – представлено распределение различных видов уноса теплозащитного покрытия вдоль лобовой поверхности ДМ. Обозначения на рисунке те же, что и на рисунках 15–17. Отметим, что для пылевой модели атмосферы эрозионный унос от частиц льда по сравнению с другими моделями является наименьшим и не превышает 0.001 мм, что в масштабе рисунка 18 соответствует нулевому значению. Представленная информация о распределении уноса ТЗП по обводу поверхности

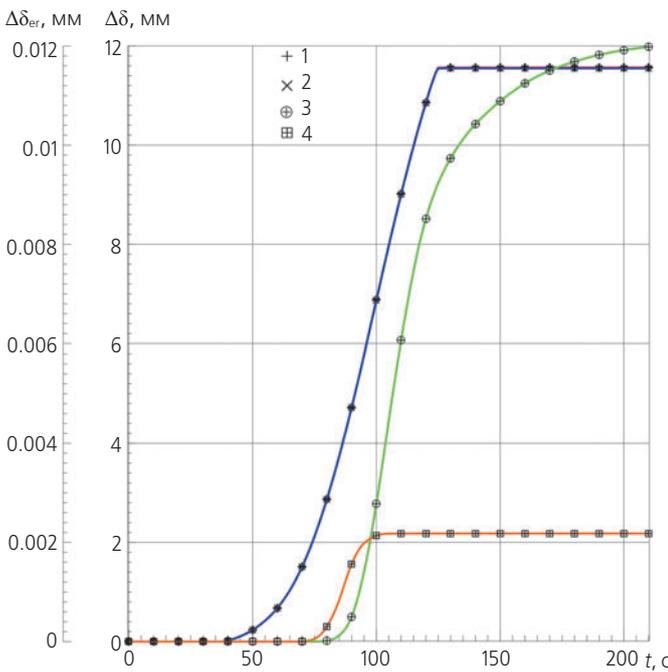
## ЧИСЛЕННОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ЧАСТИЦ АТМОСФЕРЫ МАРСА НА КОНСТРУКЦИЮ ТЕПЛОЗАЩИТЫ ДЕСАНТНОГО МОДУЛЯ «ЭКЗОМАРС-2»



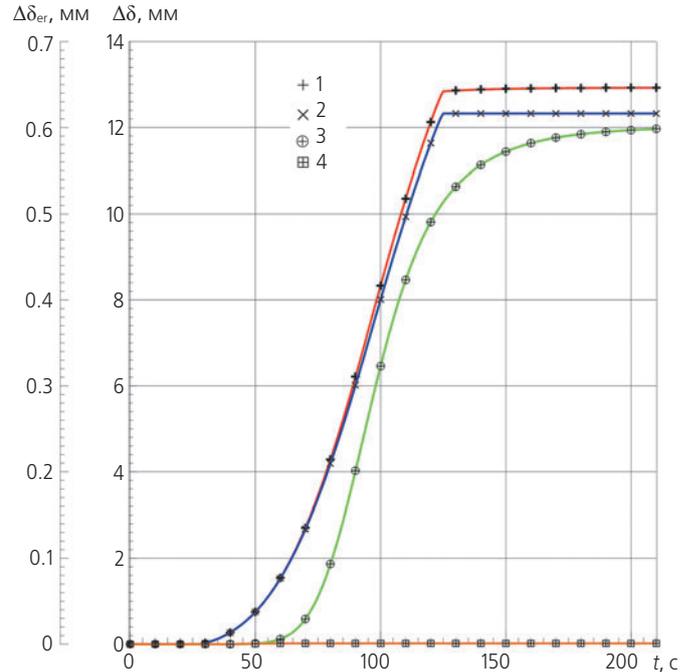
**рисунок 14.** Распределение аэродинамического теплового потока и потока кинетической энергии частиц пыли и льда для пылевой атмосферы



**рисунок 16.** Распределение линейного теплового и эрозионного уноса ТЗП для тёплой атмосферы



**рисунок 15.** Распределение линейного теплового и эрозионного уноса ТЗП для холодной атмосферы

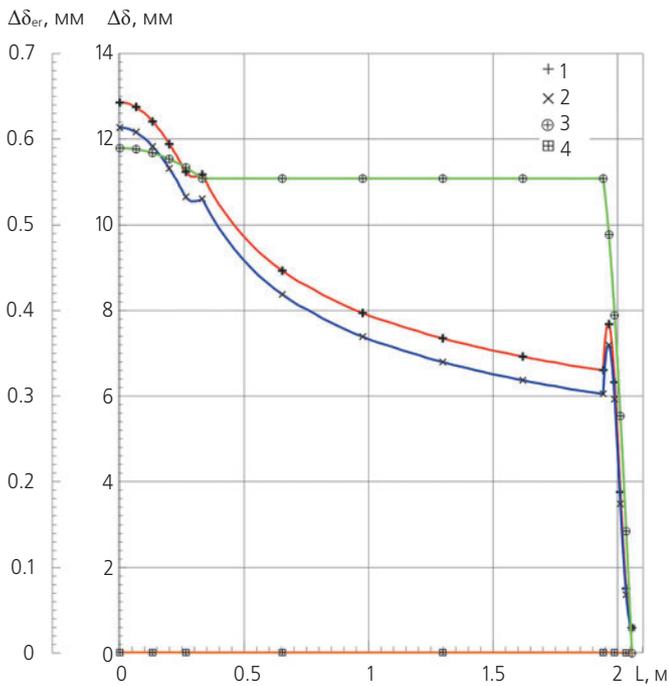


**рисунок 17.** Распределение линейного теплового и эрозионного уноса ТЗП для пылевой атмосферы

аппарата необходима при проектировании и важна для отработки тепловой защиты ДМ.

Таким образом, результаты расчётов, проведённые для исследуемых климатических условий в точке посадки «Oxia Planum» на поверхность Марса, показали, что наиболее критичной по тепловым нагрузкам и уносу ТЗП (тепловому и эрозионному) из

исследуемых моделей атмосферы Марса – холодной, тёплой и пылевой, является пылевая модель атмосферы. Вследствие этого при разработке тепловой защиты ДМ и принятии соответствующих проектных решений необходимо руководствоваться результатами расчётов именно для пылевой модели атмосферы. Тепловая защита, разработанная для пылевой модели



**рисунок 18.** Распределение линейного аэродинамического теплового и эрозионного уноса ТЗП для пылевой атмосферы

атмосферы Марса, подойдёт, причём с запасом, для других моделей атмосферы, менее экстремальных по тепловым и эрозионным нагрузкам.

## заключение

Представлены методы и результаты расчётного определения теплового и эрозионного воздействия частиц атмосферы Марса (пыль и водяной лёд) на поверхность десантного модуля космического комплекса «ЭКЗОМАРС-2». Показано, что для исследуемой точки посадки «Oxia Planum» на поверхность Марса и климатических сценариев состояния атмосферы – холодного, теплого и пылевого – пылевая модель является наиболее критичной по тепловым и эрозионным нагрузкам. Определено, что эрозионное воздействие пылевых частиц составляет до 5% от уноса ТЗП, обусловленного аэродинамическим тепловым воздействием атмосферы. Эрозионный унос от частиц льда не превышал 2% от воздействия пылевых частиц и этим воздействием можно пренебречь. Представленные методы и результаты могут быть использованы при решении аналогичных задач при разработке тепловой защиты аппаратов, спускаемых в атмосферах планет.

## список литературы

Баула Г.Г., Маркелова Т.В., Николаев В.М., Пластинин Ю.А. и др. РД 50-25645.114-84. Методические указания. Модель излучения высокотемпературных

газовых объёмов для расчёта теплообмена летательных аппаратов. М.: Изд-во стандартов, 1984. 60 с.

Борисов В.М., Иванков А.А. Расчёт переноса лучистой энергии при гиперзвуковом обтекании затупленных тел с использованием  $P_1$ - и  $P_2$ -приближений метода сферических гармоник // Журн. вычислит. математики и мат. физики. 1992. Т. 32, № 6. С. 952-966.

Голомазов М.М. Исследование сверхзвукового обтекания сегментальных и конических тел с учётом химических реакций // Журн. вычислит. математики и мат. физики. 2005. Т. 45, № 11. С. 2070-2076.

Голомазов М.М., Иванков А.А. Расчётно-теоретическое исследование воздействия атмосферы Марса на десантный модуль проекта «ЭКЗОМАРС-2018» при аэродинамическом торможении // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2015. № 2 (28). С. 26-35.

Голомазов М.М., Финченко В.С. Аэродинамическое проектирование спускаемого аппарата в атмосфере Марса по проекту «ЭКЗОМАРС» // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2013. № 4. С. 40-46.

Иванков А.А. Расчёт теплового и эрозионного воздействия атмосферных образований на десантный модуль КА «ЭКЗОМАРС» при спуске в атмосфере планеты // Актуальные вопросы проектирования автоматических космических аппаратов для фундаментальных и прикладных научных исследований: сб. науч. тр. / Составитель В.В. Ефанов. Химки: ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина», 2015. С. 239-249.

Иванков А.А. Численное исследование влияния фильтрации газообразных продуктов термического разложения на теплозащиту спускаемых аппаратов // Тепловые процессы в технике. 2012. Т. 4, № 8. С. 368-375.

Михатулин Д.С., Полежаев Ю.С., Ревизников Д.Л. Тепломассообмен, термохимическое и термоэрозионное разрушение тепловой защиты. М.: Янус-К, 2011. 520 с.

Самарский А.А., Вабишевич П.Н. Вычислительная теплопередача. М.: Едиториал УРСС, 2003. 784 с.

Финченко В.С., Иванков А.А., Шматов С.И., Мордвинкин А.С. Предварительные результаты расчётных и экспериментальных исследований основных параметров аэротермодинамики десантного модуля проекта «ЭКЗОМАРС» // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2014. № 2. С. 65-75.

Millour E., Forget F., Lewis S.R. Mars Climate Database v.5.1. User Manual. (ESTEC Contract 11369/95/NL/JG «Mars Climate Database and Physical Models»). [Электронный ресурс]. Систем. требования: Adobe Acrobat Reader. URL: <http://www-mars.lmd.jussieu.fr> (дата обращения: 23.12.2014).

Статья поступила в редакцию 18.03.2016 г.

## ПРОЕКТ «ВЕГА» – ВОСПОМИНАНИЯ УЧАСТНИКА (К 30-ЛЕТИЮ СБЛИЖЕНИЯ КА С КОМЕТОЙ ГАЛЛЕЯ)

## CELEBRATING THE 30<sup>TH</sup> ANNIVERSARY OF «VEGA» PROJECT (HALLEY'S COMET RENDEZVOUS): MEMORIES OF A PARTICIPANT



**О.Л. Вайсберг<sup>1</sup>,**  
профессор, доктор  
физико-математических наук,  
olegv@iki.rssi.ru;  
**O.L. Vaisberg**

*Проект «ВЕГА» был, вероятно, самым значительным и ярким космическим проектом в СССР в области исследования Солнечной системы. Это был первый визит к знаменитой комете с использованием целевой аппаратуры. Заслуга в инициализации проекта принадлежит НПО имени С.А. Лавочкина и ИКИ АН СССР. Проект был реализован на космическом аппарате того типа, который был разработан для проекта «МАРС-71» под руководством генерального конструктора Г.Н. Бабакина. Учёные и инженеры ИКИ под руководством академика Р.З. Сагдеева в сотрудничестве с другими организациями предложили и реализовали интересный комплекс научных приборов, принесший много новых результатов в исследовании комет. Автору посчастливилось принять участие в этом замечательном проекте. В данной статье описывается аппаратура и некоторые научные результаты автора и его коллег, некоторые житейские впечатления от работы в проекте.*

*Ключевые слова:*

*комета Галлея;  
«ВЕГА»;  
космическая плазма;  
кометная пыль;  
анализатор плазмы;  
счетчик пыли.*

*«VEGA» project was, probably, the most significant and bright space project of USSR in the solar system studies. This was first visit to famous comet with specially designed instruments. The merit in initialization of the project belongs to IKI of USSR Academy of Sciences and to S.A. Lavochkin Association. The project was realized on the spacecraft first designed for «MARS-71» project under leadership of General Designer G.N. Babakin. Scientists and Engineers of IKI under leadership of Academician R.Z. Sagdeev in cooperation with other institutes and industry proposed and produced interesting complex of scientific instruments that brought many new scientific results in cometary investigation. Author was lucky to participate in this magnificent project. Instrumentation and some scientific results obtained by author and his colleagues as well as some personal experience are describes in this paper.*

*Keywords:*

*Halley's comet;  
«VEGA»;  
space plasma;  
cometary dust;  
plasma analyzer;  
dust counter.*

<sup>1</sup> ФГБУН Институт космических исследований РАН, Россия, г. Москва.

Space Research Institute of RAS, Russia, Moscow.

К тому времени (а это было начало 80-х) я уже более 15 лет работал в Институте космических исследований Академии наук СССР, участвовал в проектах со спутниками «ПРОГНОЗ» и первыми спутниками Марса и Венеры. Проект «ВЕГА» разрабатывался НПО имени С.А. Лавочкина и ИКИ (Долгополов В.П., Пичхадзе К.М., Суханов К.Г., 2011; Зелёный Л.М., Зайцев Ю.И., 2015). Техническим руководителем проекта был генеральный конструктор НПО имени С.А. Лавочкина, член-корреспондент АН СССР В.М. Ковтуненко, научным руководителем – директор ИКИ, академик Р.З. Сагдеев. Проект начался для меня с такого небольшого события. Иду как-то по коридору, а навстречу Владимир Гдалевич Курт (мы звали его Дима). С Димой я был знаком еще со студенческой скамьи, он закончил МГУ по специальности астрономия за два года до меня (тогда астрономическое отделение было на механико-математическом факультете). После окончания МГУ Дима остался работать в отделе радиоастрономии, который возглавлял замечательный советский астроном Иосиф Самуилович Шкловский, я числился в этом же отделе. Все мы были влюблены в нашего руководителя, талант и человеческие качества которого восхищали.

Иосиф Самуилович направил меня на практику, на горную станцию Пулковской обсерватории, где меня опекал Дима.

Потом мы оба оказались в Институте космических исследований, я – в 1967 году, а Дима перешёл сюда из ГАИШа несколько позже вместе с И.С. Шкловским и его сотрудниками. Итак, Дима остановил меня на площадке у лифта и с горящими глазами стал рассказывать, что готовящийся проект Венера «ЭОС» может быть изменён и после пролёта Венеры можно будет перенаправить космический аппарат к комете Галлея. Дима посвятил меня и в некоторые детали возможного проекта, которые он обсуждал с Павлом Ефимовичем Эльясбергом.

Действительно, вскоре было принято решение о подготовке проекта полёта к комете Галлея. Научное руководство проектом взял на себя директор ИКИ РАН академик Роальд Зиннурович Сагдеев. Он очень энергично стал руководить проектом, сам отбирал эксперименты и искал исполнителей, которые могли бы подготовить нужный, по его мнению, эксперимент; смог создать рабочую атмосферу в команде. Научный комплекс для исследования кометы Галлея создавали: Г.А. Аванесов, В. Краснопольский, В.И. Мороз, К.И. Грингауз, С.И. Климов, Е.П. Мазец, Л.В. Ксанфомалити, О.А. Simpson, О.Л. Вайсберг и др. Сагдеев не только договорился с контролирующими органами о доступе в ИКИ для иностранных учёных и о привлечении их к работе над проектом, но и предоставил им возможность создавать некото-

рые приборы для проекта. Впервые мы видели иностранцев, почти свободно перемещающихся по нашему институту и заходящих в лаборатории, часто без сопровождения ответственными товарищами.

Программа исследований в целом была достаточно сбалансирована, но в отборе экспериментов Р.З. Сагдеев допускал определенный произвол. Так, он не взял в команду опытного астронома и успешного исследователя В.Г. Курта с предложенным им экспериментом, притом, что Дима был одним из зачинщиков проекта, может быть, первым.

Испытать на себе авторитарный стиль руководителя проекта пришлось и мне. Дело в том, что незадолго до начала проекта «ВЕГА» я придумал новый прибор для быстрого и достаточно полного измерения распределения заряженных частиц по скоростям – спектрометр ионов СКА-1. Этот прибор был позднее включён в программу исследований на спутнике «ИНТЕРБОЛ» – хвостовой зонд, обеспечил наиболее быстрые измерения ионов в магнитосферной плазме и послужил основой ряда новых результатов. СКА-1 мог обеспечить достаточно полные и быстрые измерения ионов у кометы Галлея. Я рассчитывал, что смогу участвовать в соревновании и отборе приборов для проекта ВЕГА, но Сагдеев даже не дал мне возможности рассказать ему об этом приборе, а измерения плазмы поручил моему постоянному сопернику К.И. Грингаузу. Конечно, я был расстроен и считал не справедливым, что эксперимент был отвергнут не в результате честного соревнования.

Однако на этом дело не закончилось. Давний мой коллега и соратник, работавший в созданной и руководимой мной лаборатории, Станислав Иванович Климов, недавно получил собственную лабораторию и был приглашён в проект с экспериментом по исследованию волн в плазме. Эти измерения часто играют существенную роль в исследовании плазменных процессов, дополняя измерения характеристик ионов и электронов плазмы и магнитного поля, а также ускоренных частиц. Еще во время совместной работы мы со Стасом придумали комбинированную волновую диагностику. Дело в том, что некоторые теоретики для исследования плазменных волн считают достаточным провести измерения колебаний электрического и магнитного поля. Действительно, при небольшом уровне колебаний в плазме такие измерения позволяют отождествить тип плазменных волн. Но с ростом мощности колебаний увеличивается амплитуда колебаний ионов и электронов, что, в свою очередь, влияет на тип волновых колебаний. Применяя дополнительные измерения колебаний ионов (для этого использовались детекторы типа цилиндров Фарадея), мы со Стасом и другими коллегами смогли получить некоторые интересные результаты.

С.И. Климов имел в составе своего плазменного комплекса описанный выше датчик типа цилиндра Фарадея для измерений колебаний ионов. Как и ранее, в составе общей лаборатории за определение облика и изготовление этого датчика отвечал я. По моей просьбе Стас выделил мне 1 килограмм для этого датчика. Я запросил такой вес, имея в виду вместить в этот датчик упрощенный ионный спектрометр, который в какой-то мере смог бы предоставить возможность исследовать плазму кометы Галлея.

В те годы я сотрудничал с Союзным научно-исследовательским институтом приборостроения (СНИИП) Министерства Общего Машиностроения. Хотя я и мои коллеги были экспериментаторами, в составе нашего коллектива не предусматривалось создания инженерной группы, которая могла бы разрабатывать конструкторскую документацию, изготавливать аналитическую часть и электронные узлы прибора в соответствии с очень строгими требованиями космической промышленности. Поэтому мы работали и работаем сейчас в контакте с инженерными коллективами и организациями, которые умеют на соответствующем уровне решать эти задачи. В мои обязанности, в обязанности моих коллег входит: определять задачи эксперимента, облик научной аппаратуры; создавать и тестировать численные модели; составлять техническое задание и требования к приборам и их узлам; курировать разработку аппаратуры; исследовать физические характеристики прототипов и штатные образцы приборов; участвовать в создании необходимой документации, в испытаниях приборов в составе КА; определять программы работы аппаратуры в условиях космического полета.

В отношении лабораторий СНИИПа, с которыми я и мои коллеги работали до самой кончины Советского Союза, мне очень повезло. Эти лаборатории возглавляли два замечательных человека и инженера – Борис Исаакович Хазанов и Лев Соломонович Горн. У них были также очень сильные ученики и сотрудники, среди которых Александр Андреевич Климашов, мой добрый приятель. Помимо прочих замечательных качеств, сотрудники СНИИПа, с которыми я работал, обладали хорошими знаниями физики, что позволяло нам очень легко находить общий язык в работе. С приборами, разработанными в СНИИПе, мы провели эксперименты в космосе: от «МАРСА-2» в 1971 году до «ИНТЕРБОЛА» в 1995 году. К сожалению, Бориса Исааковича уже нет с нами, Лев Соломонович сейчас на пенсии, а Александр Андреевич работает в основном дома, и мы с ним сотрудничаем. Техническая база СНИИПа в большой мере разрушена.

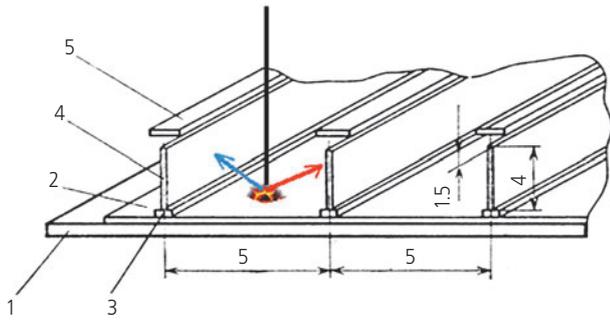
Пока я изыскивал возможность провести исследования плазмы у кометы (до следующего появления

кометы Галлея вблизи Солнца и Земли мне дожить не удастся), через заведующего отделом космической плазмы Альберта Абубакировича Галеева получил предложение Р.З. Сагдеева подготовить для проекта «ВЕГА» эксперимент по измерению кометной пыли. Сагдеев был весьма озадачен проблемой пыли, особенно из-за угрозы повреждения космического аппарата пылинками при пролёте в голове кометы. При скорости встречи 78 км/с мелкие пылинки превращаются в пули, способные поразить приборы и сам космический корабль. Поэтому Сагдеев включил в состав экспериментов несколько пылевых приборов, перекрывающих большой диапазон масс пылинок, и даже ввёл дублирующие приборы.

Конечно, предложение Сагдеева было лестным для меня и в первую очередь благодаря возможности участвовать в таком замечательном проекте. К тому же Сагдеев, вероятно, отдавал должное нашим совместным с сотрудниками СНИИПа возможностям сделать хороший и надежный эксперимент. У нас за плечами были уже успешные работы при проведении исследований на спутниках Земли «ПРОГНОЗ» и на спутниках Марса и Венеры. Сагдеев предложил мне опереться на проект пылеударного детектора для исследования пыли (Particulate Impact Analyser, PIA) в Европейском проекте «ДЖОТТО» под руководством профессора Киселя (J. Kissel) из Института Макса Планка (Германия). Я обсудил возможность разработки и изготовления подобного прибора в СНИИПе, и получил согласие работать над ним. После внесения некоторых изменений такой прибор под названием СП-1 (счётчик пыли) был разработан и изготовлен для двух космических аппаратов «ВЕГА-1» и «ВЕГА-2» (Вайсберг О.Л. и др., 1987).

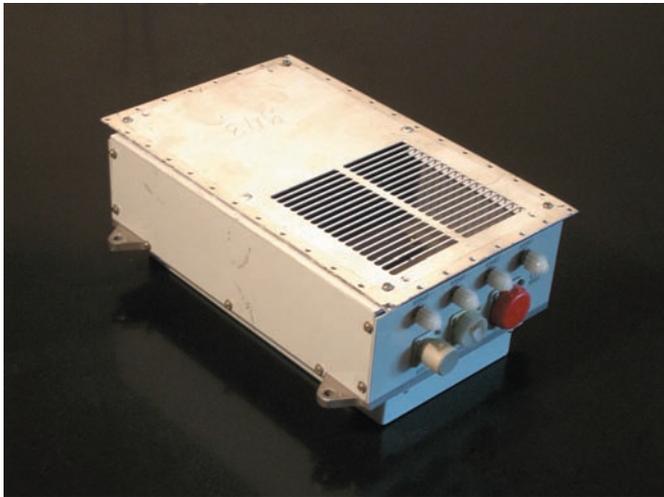
Принцип работы пылеударного детектора прост: при ударе пылинки, летящей с большой скоростью, о мишень происходит взрыв с образованием облака плазмы (рисунок 1). Продукты взрыва – ионизованные атомы и электроны – собираются на электроды с поочерёдными положительными и отрицательными потенциалами. Количество зарядов пропорционально массам пылевых частиц. Поскольку для таких больших скоростей удара нет калибровочных данных, надо было воспользоваться экстраполированными данными, полученными для меньших скоростей. Контроль правильности перевода измеренных зарядов в массы пылевых частиц (или степени рыхлости пылинок) мог быть в определённой степени сделан по проникающей способности частиц через тонкую фольгу, порядка единиц микрон. Поэтому прибор содержал два датчика: один был открытый, а перед вторым была размещена фольга (рисунок 2).

Важно было решить на какой диапазон масс должен быть рассчитан прибор, так как динамический диапазон электроники был ограничен. Я взял этот



1 – подложка; 2 – мишень; 3 – изолятор;  
4 – коллектор; 5 – защитный экран.

**рисунок 1.** Структура пылеударного детектора. Падающая частица (чёрная траектория) образует облако плазмы, а ионы и электроны притягиваются к противоположно заряженным коллекторам (Вайсберг О.Л. и др., 1987)

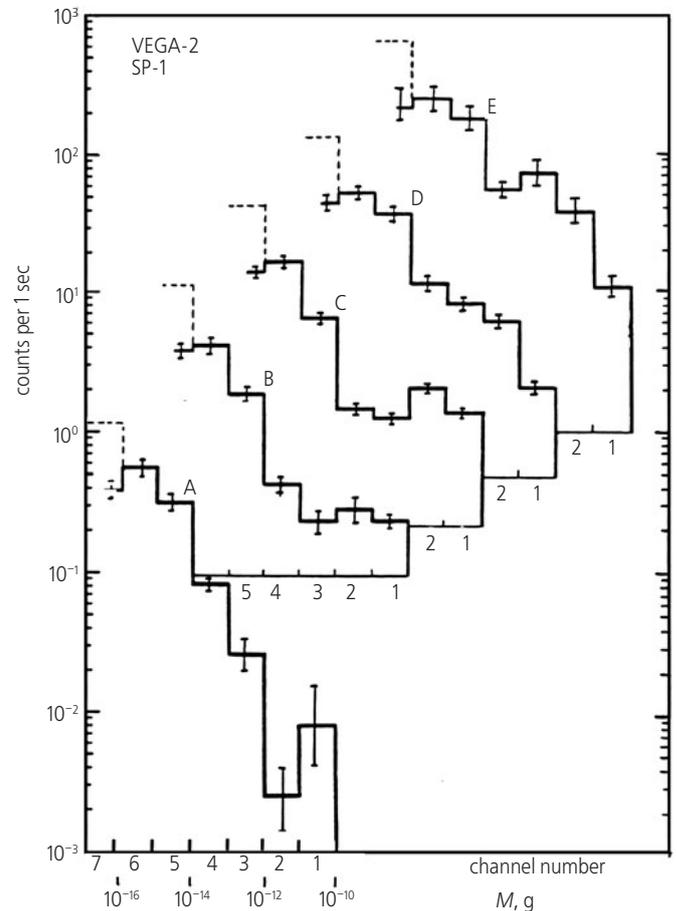


**рисунок 2.** Счётчик пыли СП-1

выбор на себя, руководствуясь просто здравым смыслом: пыль, вылетающая из ядра кометы вместе с газом, наблюдается в виде пылевого хвоста. При этом пылинки разгоняются расширяющимся газом и затем двигаются под действием солнечного притяжения и давления солнечного света, образуя красивые изогнутые пылевые хвосты. Но видны только частицы размером порядка микрона и более, так как существенно меньшие частицы не рассеивают свет. Сколько в пылевой оболочке кометы мелких пылинок – неизвестно. Я счёл важным сместить диапазон измерений в сторону наиболее мелких частиц (зарядовых импульсов), о крупных частицах, несущих угрозу космическому аппарату, позаботился Р.З. Сагдеев, включив в список экспериментов приборы для измерения крупных частиц.

Курировать комплекс приборов для измерения пыли руководитель проекта поручил двум близким к нему теоретикам. В процессе подготовки проекта они спросили, на какой диапазон масс рассчитан наш прибор. Я ответил, что на мелкие пылинки, и они стали

настаивать на перестройке прибора на более крупные частицы. С ними спорить я не стал, и мы продолжали работать по намеченному плану. Когда же, в преддверии запуска, меня переспросили о диапазоне измерения и я ответил, что будем измерять возможно мелкие пылинки, один из кураторов сказал, что это хорошо и даже очень интересно (рисунок 3).



**рисунок 3.** Массовые спектры пылевых частиц, измеренные на разных расстояниях от ядра кометы (Вайсберг О.Л. и др., 1986; Smirnov V. et al., 1987; Vaisberg O. et al., 1986; Vaisberg O. et al. Spatial Distribution..., 1987)

Были и другие интересные события. Я не сразу сообразил, что наличие двух космических аппаратов даёт возможность провести значительно более интересный эксперимент, если в двух приборах (на двух межпланетных станциях) будут установлены разные фольги. Поэтому мы заготовили ещё одну рамку с фольгой, устанавливаемую во второе окно прибора СП-1. Предстояло заменить рамку с фольгой в приборе на втором аппарате, но в это время уже шли испытания КА, установленного в цехе на высокой подставке, и платформа с телевизионной камерой и оптическими приборами находилась в открытом положении. СП-1 размещался на корпусе космического аппарата над раскрытой платформой, и подкатить стойку для работы не было возможности. Я подошёл

## ПРОЕКТ «ВЕГА» – ВОСПОМИНАНИЯ УЧАСТНИКА (К 30-ЛЕТИЮ СБЛИЖЕНИЯ КА С КОМЕТОЙ ГАЛЛЕЯ)

к Александру Александровичу Моишееву, который руководил испытаниями, и попросил его разрешить произвести смену рамки с фольгой. Александр Александрович дал своё согласие. Я залез на платформу и, держась правой рукой за кронштейн, снял крышку, внешнюю рамку, рамку с фольгой, установил новую рамку с фольгой и вернул прибор в исходное состояние. Если бы не помощь А.А. Моишеева, не было бы одного из интересных результатов эксперимента.

В декабре 1984 года оба космических аппарата «ВЕГА» были успешно запущены с помощью ракет «ПРОТОН». Я был в числе тех, кто наблюдал запуски на экране, установленном в Институте космических исследований. Оба моих прибора не работали на перелёте к Венере, а потом и к комете. Поэтому я с коллегами был занят подготовкой к проекту «Интершок» и лишь изредка участвовал в подготовке к работе во время пролёта вблизи ядра кометы, а также к обработке и анализу данных.

Незадолго перед пролётом заметно возросло число иностранных учёных, и забот у уполномоченных товарищей прибавилось. В отдельном зале были

установлены мониторы для вывода данных измерений каждого прибора в реальном времени, у мониторов разместились экспериментаторы. Вокруг ходили зарубежные учёные и корреспонденты, в числе которых был даже фотокорреспондент из журнала Scientific American. А на большом экране, телевизионное изображение, передаваемое с «ВЕГИ». Обстановка напряжённого ожидания и эмоционального подъёма, связанного с торжественностью момента. С Валерием Николаевичем Смирновым, одним из ближайших коллег по работе и по участию в проекте «ВЕГА», смотрю на мертвый экран монитора – скорей бы увидеть регистрацию импульсов от пылинок кометы! Неужели прибор во время перелёта вышел из строя? И вдруг щелчок, появился первый импульс на нашем мониторе, затем второй, третий. Ура, прибор работает! Не отрываемся от экрана, слышим оживление и среди групп за другими мониторами.

Поворачиваюсь, смотрю на экран большого телевизора и вижу, что у кометы хвост направлен в другую сторону: не от Солнца, а к Солнцу. Сразу не могу понять, в чем дело, но вдруг дошло: космический ап-



1 – прибор СП-1 с закрытой крышкой; 2 – датчик БД-3.

рисунок 4. «ВЕГА» в цехе

парат уже внутри пылевой оболочки, и это не хвост, а джет с вылетающими вперёд пылинками и газом.

Проходит час. Основной этап полёта позади. Участники и гости улыбаются, поздравляют друг друга – не зря работали несколько лет, впереди интересная работа над полученными данными. Надеемся, что узнаем много нового о кометах, ведь это первый специализированный проект для исследования кометы, да еще такой знаменитой.

Первый полёт КА к комете (это комета Giacobini – Zinner) был осуществлен 11 сентября 1985 года космическим аппаратом «ISEE-3» для его новой миссии КА переименован в Международный исследователь космоса, ICE. NASA не получило денег от Конгресса США на очень амбициозный проект полёта к комете Галлея и тогда знаменитый специалист по небесной механике Роберт Фаркуар (Robert Farquhar) предложил и рассчитал сложную траекторию перевода спутника «ISEE-3» из либрационной точки L1 с гравитационными манёврами вокруг Земли и Луны к комете. «ICE» пролетел через хвост кометы Giacobini-Zinner и измерил плазму и магнитное поле в хвосте этой кометы.

Через три дня – ещё один пролёт, на этот раз «ВЕГА-2». 6 и 9 марта 1986 года «ВЕГИ» прошли на расстоянии 8890 и 8030 км от ядра кометы.

Всего к комете Галлея было запущено пять космических аппаратов, две ВЕГИ, «ДЖОТТО» Европейского космического агентства (благодаря навигационной помощи от «ВЕГИ» «ДЖОТТО» смог пролететь от ядра кометы Галлея на расстоянии 596 км), японские межпланетные аппараты «САКЕГАКИ» и «СУЙСЕЙ».

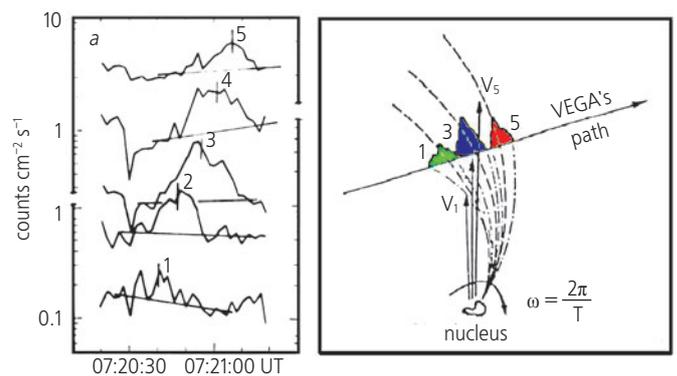
Пик праздника прошёл. Наступили не менее радостные рабочие будни: обработка и анализ данных, поиски нового, что и является смыслом научной работы. Но вначале была суета. Р.З. Сагдееву срочно понадобился какой-нибудь результат, который он бы смог показать М.С. Горбачеву. Я попросил моего дипломника Мишу Балихина сделать график изменения скорости счёта пылевых частиц. Миша срочно сделал график и, насколько мне известно, это был единственный результат, представленный М.С. Горбачеву Роальдом Зиннуровичем. Миша Балихин сейчас – известный ученый, профессор Шеффилдского университета, редактор самого престижного журнала в нашей области – *Journal of Geophysical Research*.

Всех участников проекта, стремящихся поскорее получить научные результаты из проведённых измерений, подгоняло ещё то, что из Великобритании приехала редактор журнала *Science*, чтобы в экстренном порядке получить первые материалы по результатам полёта кометы КА «ВЕГА-1» и «ВЕГА-2». Отвечал за подготовку статей А.А. Галеев. Конечно, эта работа была сделана в срок, и первые публикации вскоре появились в печати. Была и наша статья по

измерению кометной пыли прибором СП-1. Но подробный анализ данных был ещё впереди.

Хотя я раньше не занимался исследованием космической пыли, работа над прибором СП-1 и полученными с его помощью данными доставила мне удовольствие. Загадкой были спектры масс более крупных пылинок в приборе с толстой фольгой. Пространственный профиль скорости счёта частиц был похож на профиль частиц, измеренных датчиком без фольги, да и счёт был маленький. В то же время спектр масс этих частиц перешёл в диапазон малых масс. Я долго ломал голову над странным поведением этих сигналов. Только перед поездкой на симпозиум, о котором расскажу ниже, сообразил, что это связано со структурой крупных частиц. Предположение о том, что эти пылинки рыхлые и разваливаются на части при прохождении фольги, что даёт при ударе развалившейся частицы затянутый по времени сигнал, позволило согласовать показания датчиков с фольгой и без фольги перед пылеударным детектором.

Вторая головоломка была связана с регистрацией диспергированной по пространству (вдоль траектории «ВЕГИ-1») неоднородностью распределения пылинок. В этой неоднородности прибор регистрировал сначала рост концентрации тяжелых частиц, а потом – лёгких (рисунок 5). Я всё пытался связать это с пылевыми оболочками, которые видны на фотографиях (рисунок 6), но числа не сходились. Однажды сотрудник оптического отдела (в котором была создана телевизионная камера для проекта «ВЕГА») Тарнопольский спросил: Олег, ты не видишь вращения ядра (кометы)? Я немедленно ответил: Вижу! В голове тотчас же сложился ответ, который еще надо было проверить. Так, когда долго думаешь над решением



**рисунок 5.** Интерпретация диспергированной неоднородности концентрации пылевых частиц, зарегистрированной вдоль траектории космического аппарата «ВЕГА» (слева): **1** – пылинки большого размера; **3** – пылинки среднего размера; **5** – пылинки малого размера. Измерения согласуются с пылевым джетом (справа), в котором пылинки меньшего размера ускоряются разлетающейся атмосферой кометы сильнее из-за большей величины отношения площади к массе (Vaisberg O et al. Spectrial Distribution..., 1987; Smirnov V. et al., 1987; Vaisberg O.L., 1990)

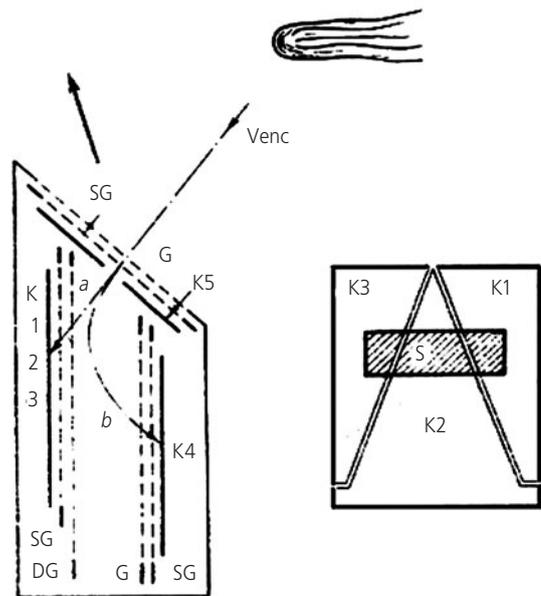


**рисунок 6.** Контрастированный снимок кометы Галлея. Видны пылевые оболочки в голове кометы

задачи, вдруг появляется деталь или догадка, которая приводит к сборке, казалось бы, неподходящих друг к другу деталей. Действительно, «ВЕГА» пересекла пылевой джет, исходящий из вращающегося ядра, а мелкие пылинки в этом джете разгоняются газом из ядра кометы сильнее, чем крупные, из-за большего отношения площади к массе. Ещё одним результатом эксперимента было то, что крупные пылинки распадаются на мелкие по мере удаления от ядра кометы. В общем, эксперимент с прибором СП-1 себя оправдал.

Теперь об измерениях с помощью «нелегального» датчика БД-3 (о плазменном анализаторе, спрятанном внутри датчика для прибора С.И. Климова, я сказал ранее заведующему нашим отделом А.А. Галееву).

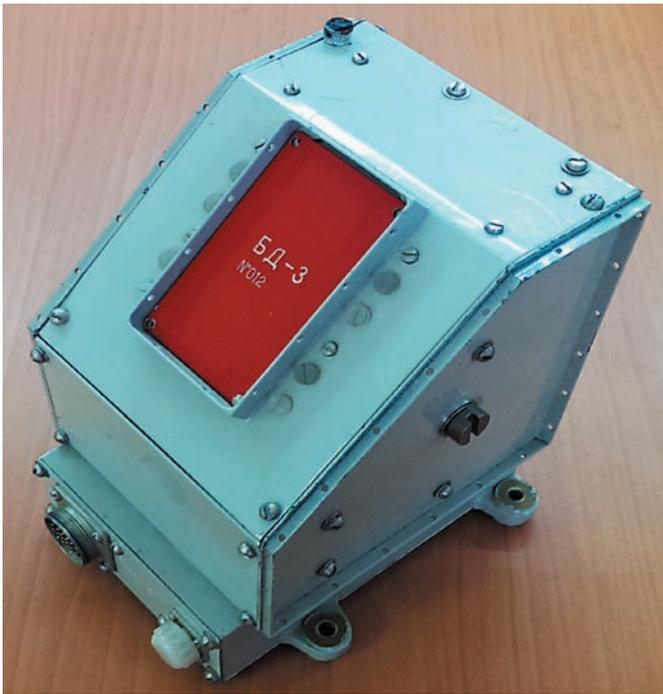
Структура и принцип работы датчика БД-3 показаны на рисунке 7. К1–К5 коллекторы ионов; SG – супрессорные сетки; G – земляные сетки; DG – анализирующая сетка. Коллектор К5 измеряет колебания потока ионов, разрезные коллекторы К1, К2 и К3 измеряют дифференциальные потоки ионов, проходящие через щель в коллекторе К5 (заштрихованная площадка S показывает тень этого окна на разрезном коллекторе). Коллектор К4 измеряет поток тяжёлых кометных ионов при подаче напряжения на отклоняющую сетку DG. Толстая стрелка показывает направление на Солнце.  $V_{\text{enc}}$  показывает скорость набегающих ионов на приборе при пролёте космическим аппаратом кометы. По току коллекторов К1–К4 определяется концентрация ионов, а по токам К1–К3 – концентрация тяжёлых кометных ионов и их перпендикулярная вектору встречи скорость конвекции тяжёлых ионов.



**рисунок 7.** Структурная схема датчика БД-3 (Захаров Л.С. и др., 1987; Vaisberg O. et al. Spatian and Mass..., 1987)

Данные прибора, показанного на рисунке 8, представлялись интересными, и я привлёк к обработке данных своих коллег Г.Н. Застенкера, А.Н. Омельченко и Ф.О. Федорова. Во-первых, с помощью этого прибора были впервые измерены величина и распределение кометных (тяжёлых) ионов в плазменной оболочке кометы (рисунок 9). Во-вторых, по измерениям с помощью разрезного коллектора была измерена поперечная к направлению скорости космического аппарата скорость кометных ионов, т.е. один из компонентов расширения кометной оболочки. И, наконец, с участием моего хорошего знакомого и очень известного ученого, профессора Калифорнийского университета Кристофера Рассела (Christopher Russel) мы по результатам обработки наших измерений плотности кометных ионов и результатам его совместных с учёными ИЗМИРАНа измерений магнитного поля объяснили природу мелкомасштабных магнитных структур в оболочке кометы и из этого определили температуру кометных ионов.

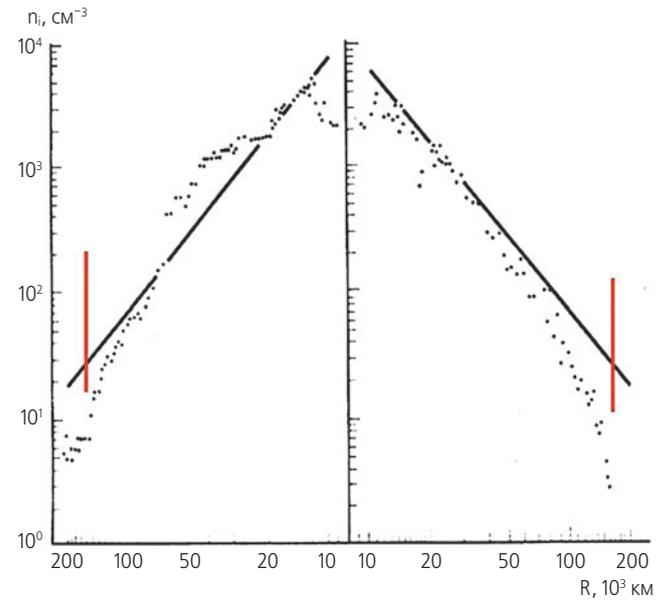
Стоит обратить внимание на то, что плазменная оболочка из кометных ионов, профиль которой был получен по измерениям датчика БД-3, имеет резкие внешние границы на расстоянии приблизительно 150 тысяч км от ядра (см. рисунок 9). Мы предсказали существование этой границы в работе, сделанной совместно с Львом Матвеевичем Зелёным – тогда ещё достаточно молодым, но успешным теоретиком, а ныне директором нашего института. Мы вдвоём детально проанализировали данные наших плазменных измерений на «ВЕНЕРЕ-9» и «ВЕНЕРЕ-10» – очень успешных проектах НПО имени С.А. Лавочкина (Vaisberg O.L. et al., 1976; Vaisberg O.L. et al., 1976). По этим измере-



**рисунок 8.** Датчик плазмы БД-3

ниям нами была построена модель магнитосферы Венеры (Зеленый Л.М., Вайсберг О.Л., 1982; Zelenyi L.M., Vaisberg O.L., 1985; Vaisberg O.L., Zelenyi L.M., 1984), образующейся из магнитного поля солнечного ветра, налетающего на атмосферу Венеры. Как и Марс, Венера не имеет собственного крупномасштабного магнитного поля, и поток солнечного ветра из короны Солнца вместе со своим магнитным полем захватывает ионы верхней атмосферы Венеры. При этом образуется так называемая индуцированная магнитосфера (мы называли её аккреционной (рисунок 10)). Венера и Марс в этом отношении являются маленькими кометами, и наша модель, описывающая образование такой магнитосферы, вполне применима к намного большим газовым препятствиям – таким, как комета Галлея. Мы вывели масштабирующий закон, который позволяет вычислить размер плазменной оболочки по величине её газовыделения. Именно наша формула позволила предсказать размер плазменной оболочки кометы Галлея до того, как она была непосредственно исследована. Граница этой плазменной оболочки названа кометоплазмой, она получена и по результатам измерений К.И. Грингаузом с помощью более крупного плазменного прибора, установленного на КА «ВЕГА».

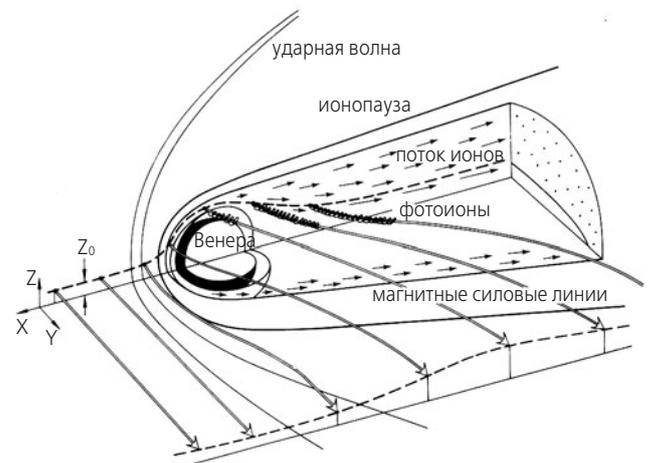
В октябре 1986 года в Гейдельберге (Германия) состоялся конгресс по результатам исследований кометы Галлея. В этом грандиозном событии участвовало большинство экспериментаторов и теоретиков, связанных с космическими проектами, и астрономы – исследователи комет, объединённые в крупный проект International Halley Watch (Международная вахта кометы Галлея). Р.З. Сагдеев поручил А.А. Галееву собрать тезисы докладов от участников про-



**рисунок 9.** Концентрация кометных ионов у кометы Галлея. Красные вертикальные линии показывают внешние границы плазменной оболочки (Vaisberg O. et al. Spatial and Mass..., 1987)

екта «ВЕГА» для представления на конгрессе. Я со своими коллегами подготовил тезисы по результатам двух экспериментов: пылевого с СП-1 и плазменного с БД-3 и передал их Альберту Абубакировичу. Все руководители экспериментов собрались в кабинете Р.З. Сагдеева, куда позвали и меня. Тезисы зачитывал А.А. Галеев. Р.З. Сагдеев был недоволен тем, что я сделал эксперимент с прибором БД-3 без его ведома, но включил меня в состав делегации на конгресс, где я сделал два доклада. На конгрессе результаты исследований на «ВЕГА» были встречены с большим интересом. А впереди была работа, связанная с анализом и интерпретацией полученных данных.

Я благодарен судьбе, НПО имени С.А. Лавочкина, Р.З. Сагдееву, моим коллегам и комете Галлея, – они подарили мне этот праздник, который до сих пор со мной.



**рисунок 10.** Индуцированная (аккреционная) модель магнитосферы Венеры (Зеленый Л.М., Вайсберг О.Л., 1984)



**фото на память после пролёта «ВЕГИ»**

слева направо: Валерий Николаевич Смирнов, Борис Исаакович Хазанов, Григорий Наумович Застенкер, Дмитрий Александрович Захаров, Александр Борисович Денин, Лев Соломонович Горн, Олег Леонидович Вайсберг



**открытка 1910 года**

В заключение интересно отметить, как наука и техника развились от момента прилёта кометы Галлея в 1910 году. В 1910 году комета пролетала перед Землёй на расстоянии около 10 млн. км и Земля на некоторое время оказывалась в её хвосте. Нашлись «специалисты», которые сообщали об угрозе отравления Земли газowymi выделениями кометы. У меня есть открытки 1910 года, на которых показана паника землян и их попытки спастись, покинув Землю.

**список литературы**

Вайсберг О.Л., Горн Л.С., Иовлев М.В., Смирнов В.Н. и др. Широкодиапазонный спектрометр масс микрочастиц // Вопросы атомной науки и техники: научно-технический сб. Серия: Ядерное приборостроение. 1987. № 3. С. 124-129.

Вайсберг О.Л., Романов С.А., Смирнов В.Н., Карпинский И.П. и др. Структура области взаимодействия солнечного ветра с Венерой по измерениям характеристик потока ионов на АМС «Венера-9» и «Венера-10» // Космич. исслед. 1976. XIV, вып. 6. С. 827-837.

Вайсберг О.Л., Смирнов В.Н., Горн Л.С., Иовлев М.В. др. Структура пылевой оболочки кометы Галлея (детектор СП-1 на КА «ВЕГА» // Письма в АЖ. 1986. Т.12, № 8.

Долгополов В.П., Пичхадзе К.М., Суханов К.Г. «Проект «Вега» – космическая экспедиция к Венере и комете Галлея» // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2011. № 5. С. 41-50.

Захаров Л.С., Вайсберг О.Л., Демин Ф.Б., Застенкер Г.Н. и др. Прибор для определения концентрации кометной плазмы, // Вопросы атомной науки и техники: научно-технический сб. Серия: Ядерное приборостроение. 1987. № 3. С. 119-123.

Зеленый Л.М., Вайсберг О.Л. Образование плазменной мантии в магнитосфере Венеры // Космич. исслед. 1982. Т. XX. С. 604-619.

Зелёный Л.М., Зайцев Ю.И. Проект «ВЕГА»: как это было // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2015. № 3. С. 94-102.

Smirnov V., Vaisberg O., Anisimov S. An Attempt to Evaluate the Structure of Cometary Dust Particles // Astron. Astrophys. 1987. Vol. 187. P. 774-778.

Vaisberg O., Smirnov V., Omelchenko A., Gorn L. et al. Spatial and Mass Distribution of Low-Mass Dust Particles ( $m < 10^{-14}$  g) in Comet P/Halley's Coma // Astron. Astrophys. 1987. Vol. 187. P. 753-760.

Vaisberg O., Zastenker G., Smirnov V., Khazanov B. et al. Spatial Distribution of Heavy Ions in Comet P/Halley's Coma // Astron. Astrophys. 1987. Vol. 187. P. 183-190.

Vaisberg O.L. The Dust Coma Structure of Comet Halley // COMET HALLEY Investigations, Results, Interpretations. 1990. Vol. 2, Ed. J.W. Mason. P. 33-44.

Vaisberg O.L., Romanov S.A., Smirnov V.N., Karpinsky I.P. et al. Ion Flux Parameters in the Solar Wind-Venus Interaction Region // Physics of Solar Planetary Environment, Ed. by D.J. Williams, AGU, Boulder. 1976. P. 904-917.

Vaisberg O.L., Smirnov V.N., Gorn L.S., Iovlev M.N. et al. Dust Coma Structure of Comet Halley from SP-1 Detector Measurements // Science. 1986. Vol. 321, № 6067. P. 274-276.

Vaisberg O.L., Zelenyi L.M. Formation of the Plasma Mantle in the Venusian Magnetosphere // Icarus. 1984. Vol. 58. P. 412-430.

Zelenyi L.M., Vaisberg O.L. Venusian Interaction with the Solar Wind Plasma Flow as a Limiting Case of the Cometary Type Interaction // Advances of Space Plasma Physics, ed. Buti, World Scientific. 1985. P. 59-76.

Статья поступила в редакцию 19.04.2016 г.

## БАЛЛИСТИКО-НАВИГАЦИОННОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ ПОЛЁТА МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ «ЗОНД-ПП» И «РЭЛЕК»

## «ZOND-PP» AND «RELEK» SMALL SPACECRAFT BALLISTICS, NAVIGATION AND FLIGHT CONTROL

Е.С. Гордиенко<sup>1</sup>,  
ges@laspace.ru;  
E.S. Gordienko

И.С. Ильин<sup>2</sup>,  
кандидат физико-  
математических наук,  
ivan@kiam1.rssi.ru;  
I.S. Ilin

П.В. Мжельский<sup>1</sup>,  
ges@laspace.ru;  
P.V. Mzhelskii

Е.А. Михайлов<sup>1</sup>,  
ges@laspace.ru;  
E.A. Mikhailov

Е.А. Паламарчук<sup>1</sup>,  
ges@laspace.ru;  
E.A. Palamarchuk

А.В. Погодин<sup>1</sup>,  
snorry@laspace.ru;  
A.V. Poghodin

А.Г. Тучин<sup>2</sup>,  
доктор физико-  
математических наук,  
tag@kiam1.rssi.ru;  
A.G. Tuchin

Д.А. Тучин<sup>2</sup>,  
кандидат физико-  
математических наук,  
den@kiam1.rssi.ru;  
D.A. Tuchin

Е.Н. Филиппова<sup>1</sup>,  
flen@laspace.ru;  
E.N. Philippova

П.А. Худорожков<sup>1</sup>,  
hra@laspace.ru;  
P.A. Khudorozhkov

В.С. Ярошевский<sup>2</sup>,  
кандидат физико-математических наук,  
yarosh@keldysh.ru;  
V.S. Yaroshevskiy

*Статья посвящена описанию баллистико-навигационного обеспечения полёта малого космического аппарата для фундаментальных космических исследований. Приведены алгоритмы локальной обработки измерений, небесно-механической интерпретации измерений, алгоритмы определения орбиты. Приведена организационная схема взаимодействия Баллистического центра ИПМ и Центра управления полётом НПО имени С.А. Лавочкина на этапе лётных испытаний.*

*Ключевые слова:*  
МКА-ФКИ;  
определение орбиты;  
траекторные измерения;  
Баллистический центр ИПМ.

### ВВЕДЕНИЕ

Малый космический аппарат фундаментальных космических исследований «МКА-ФКИ (ПН1)» (рис. 1), разработанный по заказу Федерального космического агентства для проведения исследований Земли, запущен с космодрома Байконур 22 июля 2012 года 09:41:39.0 московского декретного времени (МДВ).

<sup>1</sup> ФГУП «НПО имени С.А. Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.  
Federal Enterprise «Lavochkin Association», Russia, Moscow region, Khimki.

*The article deals with the description of ballistics and navigation support for the small spacecraft flight which is designed for fundamental space research. Local measurement processing and orbit determination algorithms are provided as well as the orbit determination results obtained at the Ballistic Centre of Keldysh Institute of Applied Mathematics. The scheme of interaction between KIAM Ballistic Centre and Lavochkin Flight control centre at the flight test phase is provided.*

*Key words:*  
MKA-FKI;  
orbit determination;  
trajectory measurements;  
KIAM ballistic centre.

Запуск осуществлён с использованием разгонного блока (РБ) «ФРЕГАТ» совместно с российским космическим аппаратом (КА) «КАНОПУС-В», белорусским КА «БКА», немецким «ТЕТ-1» и канадским «ADS-1В». Отделение «МКА-ФКИ (ПН1)» от РБ «ФРЕГАТ» произошло 22 июля 2012 года в 12:00:33.82 МДВ.

<sup>2</sup> ИПМ имени М.В. Келдыша РАН, Россия, Москва.  
Keldysh Institute of Applied Mathematics, Russia, Moscow.



**рисунок 1.** Общий вид «МКА-ФКИ (ПН1)»

«МКА-ФКИ (ПН1)» – первый аппарат из серии малых КА, созданный на базе платформы «КАРАТ» в НПО имени С.А. Лавочкина. Установленная на КА научная аппаратура «Зонд-ПП» предназначена для отработки методов пассивного радиометрического зондирования Земли из космоса в дециметровом диапазоне электромагнитных волн. Масса КА составляет около 160 кг. Космическому аппарату присвоен международный номер запуска 2012-039E с присвоением номера 38711 в системе NORAD.

КА «МКА-ФКИ (ПН1)» был запущен на солнечно-синхронную орбиту, оскулирующие орбитальные параметры которой приведены в таблице 1 в системе координат (СК) J2000.

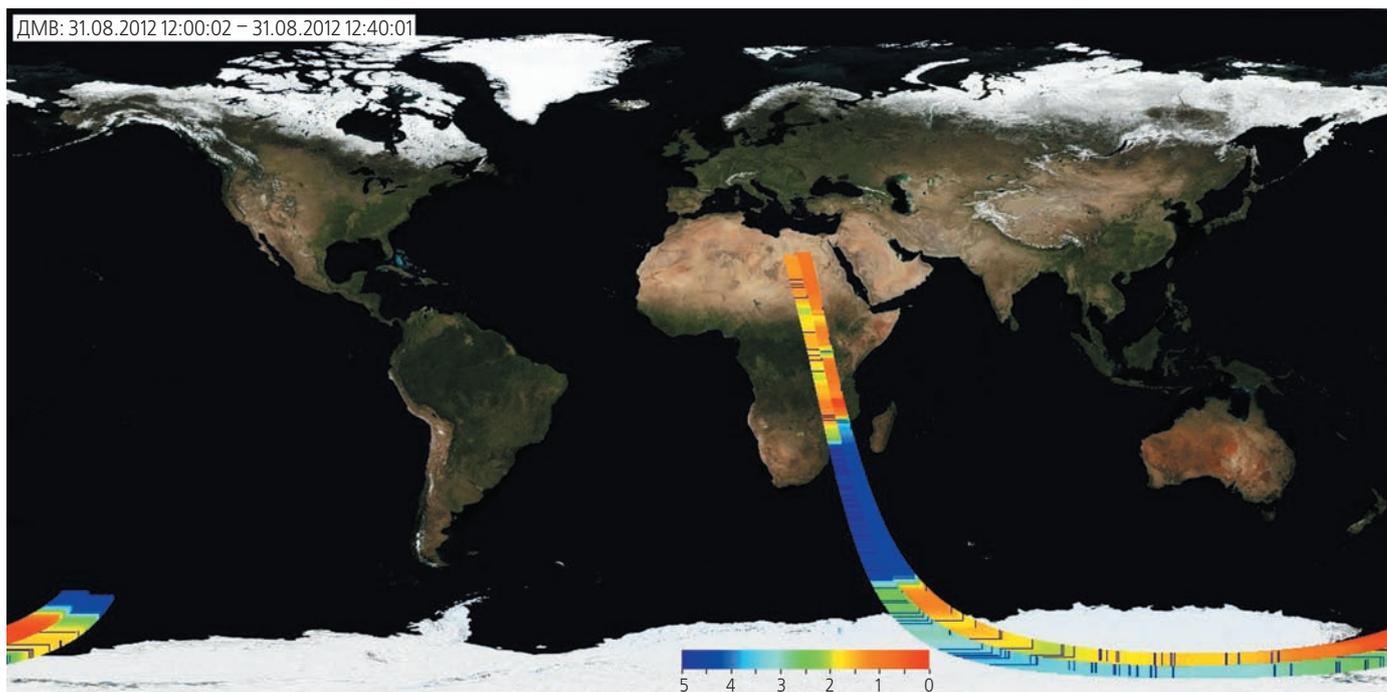
К сожалению, 01 июня 2013 года связь с аппаратом была потеряна. Последний проведенный сеанс измерительной и телеметрической информации датирован 01 июня 2013 года в 13:23:30 МДВ на витке 4470. В связи с отсутствием связи с КА и невозможностью его использования по целевому назначению выполнение лётных испытаний КА «МКА-ФКИ (ПН1)» прекращено 30 сентября 2013 года.

**таблица 1** – Оскулирующие элементы орбиты выведения «МКА-ФКИ (ПН1)»

параметр	значение
период	1.7 ч
полуось	7181.2 км
эксцентриситет	0.00104
долгота восходящего узла	142.7°
наклонение	98.9°
высота апоцентра	810.6 км
высота перигея	795.6 км

Анализ данных «Зонд-ПП», проведенный специалистами Института радиотехники и электроники имени В.А. Котельникова РАН, позволил сделать вывод о высоком качестве и пригодности целевой информации. На рисунке 2 показаны результаты недельной съёмки зоны многолетних и однолетних льдов вблизи Антарктиды.

08 июля 2014 года в 18:58:28 МДВ со стартового комплекса 17П32-6 космодрома Байконур состоялся запуск РН «СОЮЗ-2.1Б» с РБ «ФРЕГАТ» с КА «МЕТЕОР-М» № 2 и с семьей КА: «МКА-ФКИ (ПН2)» (рисунок 3), «DX-1», «SKYSAT-2», «TDS-1», «AISSAT-2», «UKUBE-1» и «M3MSAT».



**рисунок 2.** Результаты съёмки «Зонд-ПП»

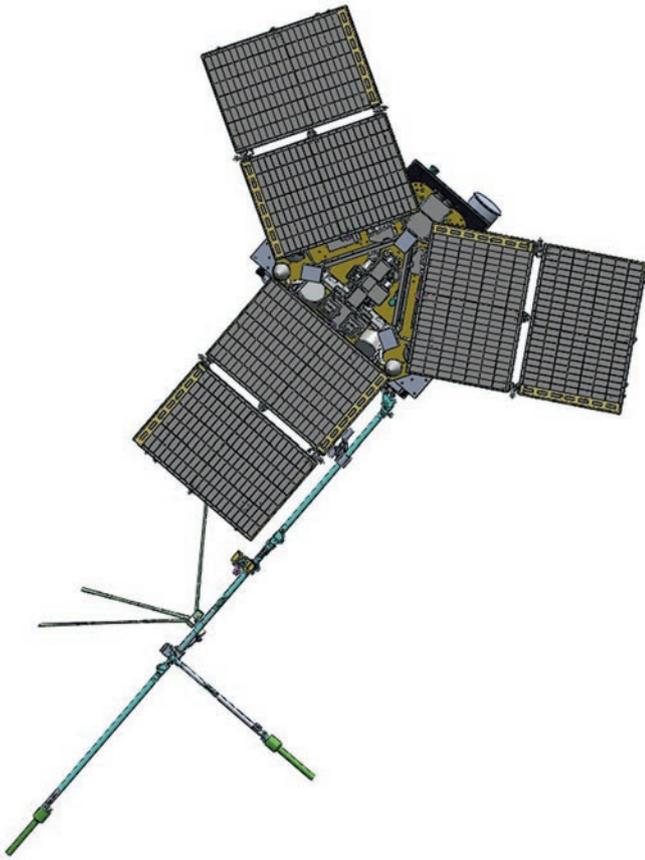


рисунок 3. Общий вид «МКА-ФКИ (ПН2)»

КА «МКА-ФКИ (ПН2)» «РЭЛЕК» массой 282,24 кг разработан НПО имени С.А. Лавочкина. Научная аппаратура «РЭЛЕК» (релятивистские электроны) разработана Научно-исследовательским институтом ядерной физики имени Д.В. Скобельцына Московского государственного университета имени М.В. Ломоносова совместно с Физическим институтом имени П.Н. Лебедева РАН и Научно-исследовательской лабораторией аэрокосмической техники ДОСААФ. Целевая аппаратура имеет научное и прикладное значение, предназначена для изучения высотных электрических разрядов и атмосферных явлений.

Отделение КА «МКА-ФКИ (ПН2)» от РБ «ФРЕГАТ» состоялось 08 июля 2014 года 20:39:15.408 МДВ.

«МКА-ФКИ (ПН2)» присвоен международный номер запуска 2014-037В с присвоением номера 40070 в системе NORAD.

Центр управления полётом (ЦУП-Л) КА «МКА-ФКИ (ПН2)» находится в НПО имени С.А. Лавочкина.

На Баллистический центр ИПМ имени М.В. Келдыша (БЦ ИПМ) возложены функции навигационного обеспечения (БНО): обработка бортовых и наземных траекторных измерений, определение и прогнозирование параметров движения КА, расчёт целеуказаний для наземного командно-измерительного пункта (КИП) в Медвежьих Озёрах (Московская область),

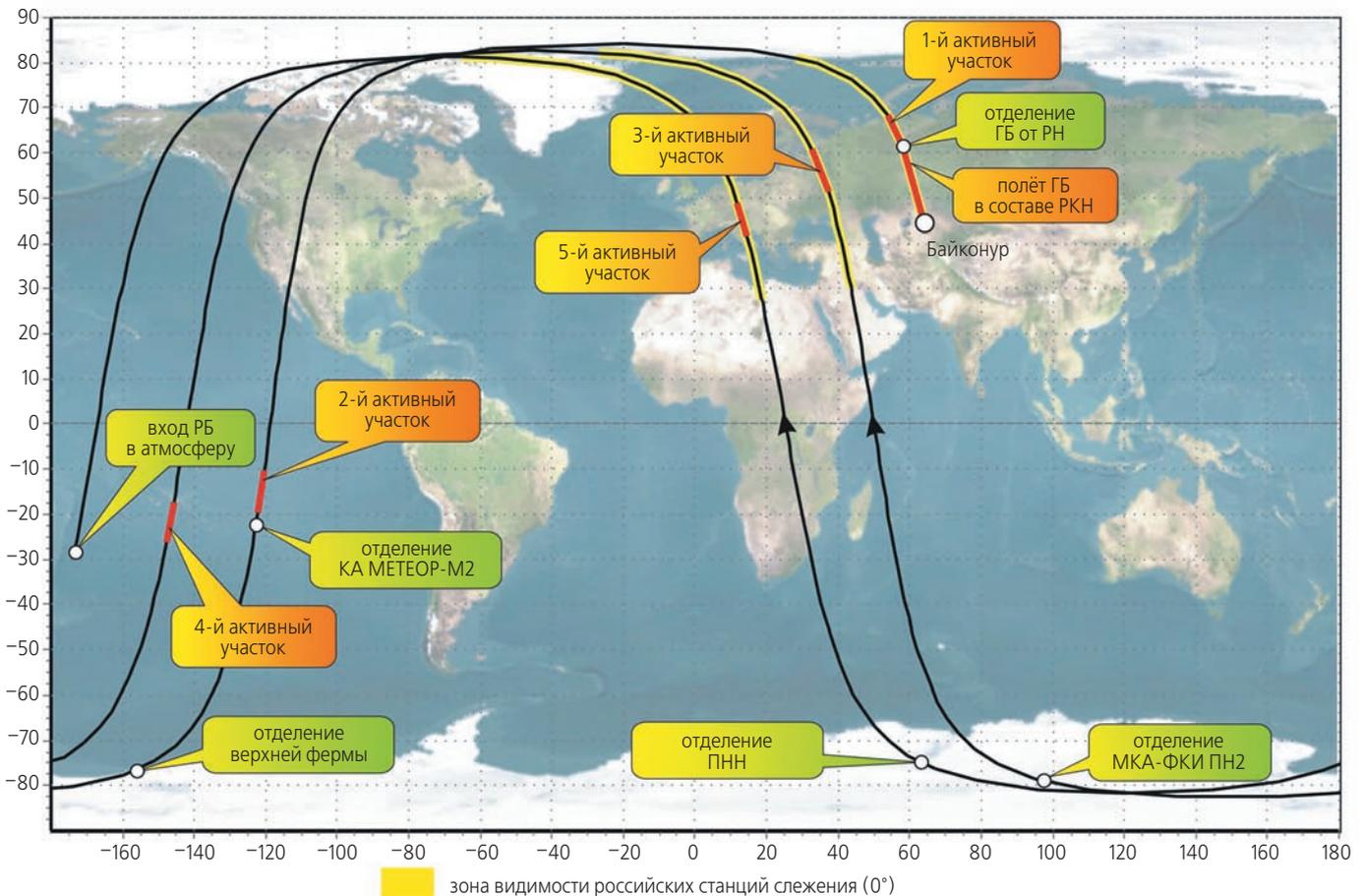


рисунок 4. Трасса выведения «МКА-ФКИ (ПН2)»

расчёт массива баллистических команд (МБК) для последующей закладки на борт КА.

Для обеспечения полётов «МКА-ФКИ (ПН2)» в ОАО «ОКБ МЭИ» создан новый однопунктовый КИП в Медвежьих Озёрах, работающий в S-диапазоне на базе антенны ТНА-57 (диаметр 12 метров).

Перед запуском КА «МКА-ФКИ (ПН2)» БЦ ИПМ получил из ЦУП-Л номинальный вектор выведения в виде кинематических параметров в гринвичской СК, зафиксированной на момент старта. По этому вектору в БЦ ИПМ были рассчитаны целеуказания для КИП на первые 11 витков полета КА. Оскулирующие параметры орбиты выведения в СК J2000 представлены в таблице 2.

**таблица 2** – Оскулирующие элементы орбиты выведения «МКА-ФКИ (ПН2)»

параметр	значение
период	1.7 ч
полуось	7098.0 км
эксцентриситет	0.01361
долгота восходящего узла	-118.9°
наклонение	98.3°
высота апоцентра	817.8 км
высота перицентра	625.7 км

Трасса выведения на первом витке представлена на рисунке 4. Отделение КА «МКА-ФКИ (ПН2)» произошло в точке 39°263 СШ, 43°038 ВД на высоте 824.913 км.

На борту КА «МКА-ФКИ (ПН2)» установлена навигационная аппаратура потребителя (НАП), разработанная ОАО «МКБ «Компас». НАП принимает сигналы навигационных систем ГЛОНАСС и GPS. По сигналам навигационных спутников НАП определяет кинематические векторы положения и скорости во вращающейся гринвичской СК WGS-84.

Успешное функционирование научной аппаратуры КА «МКА-ФКИ (ПН2)» обеспечивалось разработанным в НПО имени С.А. Лавочкина бортовым программным обеспечением для прогнозирования движения КА на основе МБК, рассчитанного в БЦ ИПМ. Для проведения научных наблюдений, точной пространственной привязки измерений и обеспечения процесса управления КА на бортовом компьютере организовывался прогноз собственного движения и расчёт справочной баллистической информации (направлений на Луну и Солнце, теневых участков).

04 декабря 2014 года на заседании Совета РАН по космосу принято решение о присвоении КА «МКА-ФКИ (ПН2)» имени выдающегося советского ученого С.Н. Вернова.

К сожалению, 10 декабря 2014 года связь с КА «МКА-ФКИ (ПН2)» была потеряна. Последний сеанс измерений КИП в Медвежьих Озёрах датирован 10 декабря 2014 года в 10:31:00 МДВ на витке 2243.

В статье рассмотрена модель движения КА, приведены алгоритмы локальной обработки по определению аномальных измерений, небесно-механическая интерпретация измерений (Комовкин С.В. и др., 2015), а также алгоритмы определения орбиты. Реализованные методы и программы основаны на трудах сотрудников ИПМ имени М.В. Келдыша по БНО полёта КА. Алгоритмы определения орбиты изложены в (Аким Э.Л. и др., 1963); небесно-механическая интерпретация измерений изложена в (Тучин А.Г. и др., 2013), (Тучин А.Г. и др., 2002); алгоритмы локальной обработки приведены в (Аким Э.Л. и др., 2002), (Тучин А.Г. и др., 1990). Приведена организационная схема взаимодействия БЦ ИПМ и ЦУП-Л на этапе лётных испытаний КА серии «МКА-ФКИ».

## 1. Модель движения «МКА-ФКИ»

В прямоугольной инерциальной геоцентрической системе координат J2000 уравнения движения КА записываются в форме

$$\ddot{\mathbf{r}} = -\mu_z \frac{\mathbf{r}}{|\mathbf{r}|^3} + \mathbf{f}_l + \mathbf{f}_c + \mathbf{A}_{гр}^{J2000}(\mathbf{f}_{грав} + \mathbf{f}_{атм}), \quad (1)$$

где  $\mathbf{r}$  – вектор положения и  $\mathbf{v}$  – вектор скорости КА в СК J2000;  $\mu_z$  – гравитационная постоянная Земли;  $\mathbf{f}_l$  и  $\mathbf{f}_c$  – векторы возмущающих ускорений, вызванные центральными частями гравитационных полей Луны и Солнца в СК J2000;  $\mathbf{A}_{гр}^{J2000}$  – матрица перехода из гринвичской вращающейся СК в J2000;  $\mathbf{f}_{грав}$  – вектор возмущающих ускорений, вызванный влиянием нецентральности гравитационного поля Земли в гринвичской вращающейся СК;  $\mathbf{f}_{атм}$  – вектор возмущающих ускорений, вызванный влиянием атмосферы Земли. Для интегрирования уравнений (1) необходимы начальные условия (НУ), которые содержат компоненты вектора положения  $\mathbf{r}(t_0)$  и скорости  $\dot{\mathbf{r}}(t_0)$  на начальный момент времени  $t_0$ , а также баллистический коэффициент.

Для расчёта  $\mathbf{f}_c$  и  $\mathbf{f}_l$ , входящих в (1), используются следующие соотношения:

$$\mathbf{f}_{л,с} = \mu_{л,с} \left( \frac{\mathbf{r}_{л,с}}{|\mathbf{r}_{л,с} - \mathbf{r}|^3} - \frac{\mathbf{r}_{л,с}}{|\mathbf{r}_{л,с}|^3} \right),$$

где  $\mu_l$  и  $\mu_c$  – гравитационные постоянные Луны и Солнца;  $\mathbf{r}_l$  и  $\mathbf{r}_c$  – векторы положения Солнца и Луны в СК J2000.

Вектор возмущающих ускорений  $\mathbf{f}_{грав}$ , вызванный влиянием нецентральности гравитационного поля Земли в прямоугольной вращающейся гринвичской СК, связанной с фигурой Земли, рассчитывается по следующему рекуррентному алгоритму с внешним циклом по  $m$  и внутренним по  $n$ .

Пусть  $(x, y, z)^T = (\mathbf{A}_{гр}^{J2000})^T \mathbf{r} = \mathbf{A}_{гр}^{J2000} \mathbf{r}$  – вектор положения КА во вращающейся гринвичской СК;  $R_3$  – экваториальный радиус Земли, тогда  $\chi = \frac{R_3}{|\mathbf{r}|}$ ,

$(e_x, e_y, e_z)^T = (x, y, z)^T \frac{1}{|r|}$ . Вычисляются начальные значения  $\hat{P}_n^0, \hat{P}_n^1$ , для рекуррентного вычисления:

$$\hat{P}_1^1 = 1, \hat{P}_1^0 = e_z, \hat{P}_2^1 = 3e_z, \hat{P}_2^0 = \frac{1}{2}(3e_z^2 - 1).$$

Вычисляются частные суммы по зональным гармоникам  $n=2, \dots, N$ :

$$x_0 = \sum_{n=2}^N c_{n0} \chi^n \cdot (n+1) \hat{P}_n^0, \quad x_2 = \sum_{n=2}^N c_{n0} \chi^n \cdot \hat{P}_n^1,$$

где  $c_{nm}$  и  $s_{nm}$  – ненормированные коэффициенты разложения гравитационного поля,  $\hat{P}_n^0$  и  $\hat{P}_n^1$  рекуррентно рассчитываются по формулам:

$$\hat{P}_n^0 = \frac{1}{n} \left( (2n-1) e_z \hat{P}_{n-1}^0 - (n-1) \hat{P}_{n-2}^0 \right),$$

$$\hat{P}_n^1 = \frac{1}{n-1} \left( (2n-1) e_z \hat{P}_{n-1}^1 - n \hat{P}_{n-2}^1 \right)$$

Вычисляются частные суммы по тессеральным и секториальным гармоникам  $m=2, \dots, M$  с использованием полученных частных сумм внутреннего цикла:

$$z_0 = x_0 + \sum_{m=1}^M (x_{01}^m \cdot C_m + x_{02}^m \cdot S_m),$$

$$z_2 = x_2 + \sum_{m=1}^M (x_{21}^m \cdot C_m + x_{22}^m \cdot S_m),$$

$$z_1 = \sum_{m=1}^M (m \cdot x_{11}^m \cdot C_m + m \cdot x_{12}^m \cdot S_m),$$

$$z_{11} = x_{11}^1 + \sum_{m=2}^M (m \cdot x_{11}^m \cdot C_{m-1} + m \cdot x_{12}^m \cdot S_{m-1}),$$

$$z_{12} = x_{12}^1 + \sum_{m=2}^M (m \cdot x_{12}^m \cdot C_{m-1} - m \cdot x_{11}^m \cdot S_{m-1}),$$

где  $C_m, S_m$  и  $\hat{P}_n^{m+1}$  рекуррентно рассчитываются по следующим соотношениям:

$$\hat{P}_{m+1}^{m+1} = (2m+1) \hat{P}_m^m,$$

$$\hat{P}_{m+2}^{m+1} = (2m+3) e_z \hat{P}_{m+1}^{m+1},$$

$$C_m = C_{m-1} C_1 - S_{m-1} S_1,$$

$$S_m = S_{m-1} C_1 - C_{m-1} S_1,$$

$$C_1 = e_x, \quad S_1 = e_y.$$

Рекуррентно вычисляются:

$$x_{01}^m = \sum_n^M C_{nm} \chi^n \cdot (n+1) \hat{P}_n^m,$$

$$x_{02}^m = \sum_n^M S_{nm} \chi^n \cdot (n+1) \hat{P}_n^m,$$

$$x_{11}^m = \sum_n^M C_{nm} \chi^n \cdot \hat{P}_n^m, \quad x_{12}^m = \sum_n^M S_{nm} \chi^n \cdot \hat{P}_n^m,$$

$$x_{21}^m = \sum_{n=m+1}^M C_{nm} \chi^n \cdot \hat{P}_n^{m+1},$$

$$x_{22}^m = \sum_{n=m+1}^M S_{nm} \chi^n \cdot \hat{P}_n^{m+1},$$

$$\hat{P}_n^{m+1} = \frac{(2n-1) e_z \hat{P}_{n-1}^{m+1} - (n+m) \hat{P}_{n-2}^{m+1}}{n-m-1}.$$

Наконец, имеем:

$$\mathbf{f}_{\text{грав}} = \begin{pmatrix} \left( \mu_3 / |r|^2 \right) \left( z_{11} - e_x (z_0 + z_1 + e_z z_2) \right) \\ \left( \mu_3 / |r|^2 \right) \left( z_{12} - e_y (z_0 + z_1 + e_z z_2) \right) \\ \left( \mu_3 / |r|^2 \right) \left( z_2 - e_z (z_0 + z_1 + e_z z_2) \right) \end{pmatrix}.$$

Отметим, что ненормированные коэффициенты разложения гравитационного поля  $c_{nm}, s_{nm}$  получают из нормированных  $\bar{c}_{nm}, \bar{s}_{nm}$  с использованием следующей рекуррентной схемы.

Внешний цикл по  $n=2, \dots, N$ :

$$\eta_{n0}^2 = \frac{1}{2n+1}, \quad c_{n0} = \bar{c}_{n0} \cdot \sqrt{\eta_{n0}^2}.$$

Внутренний цикл по  $m=1, \dots, \min(n, M)$ :

$$\eta_{n1}^2 = \eta_{n0}^2 \frac{n(n+1)}{2}, \quad m=1,$$

$$\eta_{nm}^2 = \eta_{n, m-1}^2 (n+m)(n-m+1), \quad m \geq 2,$$

$$c_{nm} = \bar{c}_{nm} \cdot \sqrt{\eta_{nm}^2}, \quad s_{nm} = \bar{s}_{nm} \cdot \sqrt{\eta_{nm}^2}.$$

Для расчёта вектора возмущающих ускорений  $\mathbf{f}_{\text{атм}}$ , вызванных влиянием атмосферы Земли, используется следующее соотношение:

$$\mathbf{f}_{\text{атм}} = -\mathbf{v} \frac{\rho \cdot S_0 |\mathbf{v}|}{g},$$

где  $\rho$  – плотность атмосферы Земли в точке нахождения КА;  $g$  – ускорение силы тяжести на поверхности Земли (таблица 3);  $S_0$  – баллистический коэффициент в принятой для БЦ ИПМ размерности:  $\frac{M^3}{c^2 \cdot \text{кгс}}$ .

Для вычисления координат Луны и Солнца используются зарубежные таблицы эфемерид DE423, созданные в JPL (*Folkner W.M. et al., 2009*). Таблицы эфемерид представлены в форме коэффициентов при полиномах Чебышева. Значения  $\mu_n$  и  $\mu_c$  по модели DE423 представлены в таблице 3.

Значения нормированных  $\bar{c}_{nm}, \bar{s}_{nm}$  коэффициентов разложения гравитационного поля и гравитационная постоянная Земли  $\mu_c$  (таблица 3) берутся из модели EGM-2008 (*Pavlis N.K. et al., 2008*). Используется размерность  $N=M=36$ .

Расчёт плотности атмосферы  $\rho$  производится по модели NRL-MSISE-00 (*Picone J.M. et al., 2003*), которая использует в качестве входных данных три индекса солнечной активности: индекс  $F_{10.7}$  солнечной активности, равный плотности потока радиоизлучения Солнца на волне длиной 10.7 см в  $\frac{10^{-22} \text{Вт}}{\text{м}^2 \text{Гц}}$ ; индекс  $F_{81}$  или средневзвешенное значение  $F_{10.7}$  за 81 сутки; квазилогарифмический планетарный среднесуточный индекс  $K_p$  геомагнитной активности. В БЦ ИПМ ежедневно накапливаются индексы солнечной активности из открытых источников наблюдения за Солнцем и строится прогноз на 27 суток.

Для расчёта матрицы  $A_{\text{гп}}^{J2000}[3 \times 3]$  используется модель вращения Земли IAU2000A International

Earth Rotation and Reference Systems Service (IERS) (*Proceedings...*, 2002).

В основу алгоритма численного интегрирования уравнений движения (1) положен синтез метода Адамса (*Степаньянц В.А. и др.*, 2000), адаптированного для неравноотстоящих узлов, и неявного метода Рунге – Кутты. Это многошаговый девятистадийный предиктор-корректор. Коэффициенты разностных формул вычисляются не в процессе интегрирования, а заранее, на этапе разработки метода. При этом предусмотрены все случаи расположения узловых точек при увеличении, уменьшении и сохранении шага интегрирования. Особенностью алгоритма является выбор узловых точек. Узлы разбиения шага совпадают с корнями полинома Лежандра, что обеспечивает наибольшую точность на завершающей стадии вычисления значений интегрируемых функций. В результате при сохранении 8-го порядка точности для восьми вычислений правых частей получается меньшее значение остаточного члена и меньшее влияние ошибок округления, так как итоговое решение зависит не от восьми, а только от четырёх значений правых частей.

В таблице 3 приведены константы эфемеридного обеспечения, соответствующие приведённым моделям.

**таблица 3** – Константы эфемеридного обеспечения

параметр	значение
g	9.80665 м/с <sup>2</sup>
μ <sub>з</sub>	3986004.418·10 <sup>8</sup> м <sup>3</sup> /с <sup>2</sup>
μ <sub>п</sub>	49028.00055611·10 <sup>8</sup> м <sup>3</sup> /с <sup>2</sup>
μ <sub>с</sub>	1327124400409.44599·10 <sup>8</sup> м <sup>3</sup> /с <sup>2</sup>
R <sub>з</sub>	6378137 м
Ω <sub>з</sub>	7.2921151467·10 <sup>-5</sup> рад/с

## 2. Локальная обработка измерений

При определении орбит КА существенную роль играет этап локальной обработки измерений (*Аким Э.Л. и др.*, 2002; *Тучин А.Г. и др.*, 1990). На этом этапе происходит обработка одного сеанса наземных траекторных измерений КИП или сеанса бортовых измерений НАП. В задачу локальной обработки входит выявление и удаление из дальнейшей обработки измерений, содержащих аномальные ошибки. В качестве измеряемых параметров рассматриваются измерения радиальной дальности КИП, расчётное значение записывается в виде

$$\Psi^d(t_{\text{пр}}) = |\mathbf{r}(t_{\text{изл}}) - \mathbf{r}_{\text{кип}}(t_{\text{пр}})|, \quad (2)$$

где  $\mathbf{r}(t_{\text{изл}})$  – вектор положения КА в СК J2000 на момент излучения сигнала;  $\mathbf{r}_{\text{кип}}(t_{\text{пр}})$  – вектор положения КИП в СК J2000 на момент приёма сигнала. Здесь  $t_{\text{изл}}$  – неизвестная величина, её находят из решения светового уравнения.

Световое уравнение решают итерационным методом, при котором на нулевом шаге итерации  $t_{\text{изл}}^0 = t_{\text{пр}}$ , а на  $i$ -м шаге итерации  $t_{\text{изл}}^i = t_{\text{пр}} - \frac{1}{c} |\mathbf{r}(t_{\text{изл}}^{i-1}) - \mathbf{r}_{\text{кип}}(t_{\text{пр}})|$ , где  $c$  – скорость света. Итерации продолжают до тех пор, пока  $|t_{\text{изл}}^i - t_{\text{изл}}^{i-1}| > \varepsilon$ , полагая обычно  $\varepsilon = 10^{-10}$  с. В решении светового уравнения предполагается наличие априорно известных НУ КА (номинал выведения или результат предыдущего определения).

В качестве измеряемых параметров НАП, установленной на борту КА «МКА-ФКИ (ПН2)», рассматриваются векторы положения  $\mathbf{r}_{\text{изм}}$  и скорости  $\mathbf{v}_{\text{изм}}$  во вращающейся гринвичской СК WGS-84 (*Department...*, 2000). Расчётные значения для положения и скорости можно записать в виде:

$$\Psi^r(t_{\text{пр}}) = \mathbf{A}_{\text{J2000}}^{\text{rp}} \mathbf{r}(t_{\text{пр}}),$$

$$\Psi^v(t_{\text{пр}}) = \mathbf{A}_{\text{J2000}}^{\text{rp}} \mathbf{v}(t_{\text{пр}}) + \Omega_s \cdot \widehat{\mathbf{A}}_{\text{J2000}}^{\text{rp}} \mathbf{r}(t_{\text{пр}}),$$

где  $\widehat{\mathbf{A}}_{\text{J2000}}^{\text{rp}} = \begin{pmatrix} a_{21} & a_{22} & a_{23} \\ -a_{11} & -a_{12} & -a_{13} \\ 0 & 0 & 0 \end{pmatrix}$ ;  $a_{ij}$  – элементы матрицы;

$\Omega_s$  – угловая скорость вращения  $\mathbf{A}_{\text{J2000}}^{\text{rp}}$  Земли (таблица 3). Отметим, что  $\Psi^d$  является скаляром, а  $\Psi^r$  и  $\Psi^v$  – векторами.

На *первом этапе* локальной обработки отбраковываются заведомо аномальные измерения, происходит анализ привязки измерений ко времени, для КИП анализируется значение дальности, которая должна быть в определённом диапазоне. Для НАП анализируются модули векторов положения и скорости, которые должны лежать в определённых диапазонах (модуль вектора скорости должен соответствовать орбитальному движению, а высота КА над поверхностью Земли должна быть в определённых пределах). Первый этап локальной обработки позволяет не проводить статистическую обработку измерений, возникших из-за сбоя приёма телеметрии, некорректного анализа флагов достоверности.

На *втором этапе* обеспечивается автоматическая идентификация аномальных измерений, при которой определяются коэффициенты линейной функции от времени для аппроксимации невязок между измеренными и расчётными значениями. Анализируется среднее квадратичное отклонение построенной аппроксимации. Если среднее квадратичное отклонение аппроксимации больше трёх сигм среднего квадратичного отклонения аппроксимации, то измерение выбрасывается. Приведём алгоритм обработки второго этапа.

1. Сначала происходит анализ времени проведения сеанса. В случае измерений КИП длительность сеанса не превосходит 20 минут, а в случае бортовых измерений НАП в БЦ ИПМ сеанс искусственно разбивается на интервалы по времени не более 20 минут. Затем строятся невязки измерений на основании расчётных значений (5), (6), где вектор положения  $\mathbf{r}$  и скорости  $\mathbf{v}$  КА считается по оскулирующим кеплеровым элементам, рассчитанным на середину сеанса.

Для КИП имеем

$$\Delta\Psi_i = D_i^{\text{кип}} - \Psi^d(t_i),$$

где  $D_i^{\text{кип}}$  – измеренное значение радиальной дальности с КИП на момент измерения  $t_i$ . Для измерений вектора положения НАП имеем

$$\Delta\Psi_i = |\mathbf{r}_{\text{изм}} - \Psi^v(t_i)|,$$

а для вектора скорости НАП

$$\Delta\Psi_i = |\mathbf{v}_{\text{изм}} - \Psi^v(t_i)|.$$

Строится линейная регрессия  $\Delta\Psi_i = b + at_i + \varepsilon_i$  по множеству пар  $(\Delta\Psi_i, t_i)$ ,  $i=1, \dots, n$ ,  $n$  – количество измерений в сеансе. Значения  $a$  и  $b$  определяются по формулам

$$a = (n\Sigma_{t\Psi} - \Sigma_t \Sigma_{\Psi}) / (n\Sigma_{t^2} - \Sigma_t^2),$$

$$b = (\Sigma_{t^2} \Sigma_{\Psi} - \Sigma_t \Sigma_{t\Psi}) / (n\Sigma_{t^2} - \Sigma_t^2),$$

а среднеквадратичное значение  $\sigma^2$  величин  $\varepsilon_i$ ,  $i=1, \dots, n$  вычисляется по формуле

$$\sigma^2 = \frac{\Sigma_{\Psi^2} + a^2 \Sigma_{t^2} + nb^2 + 2(ab\Sigma_t - a\Sigma_{t\Psi} - b\Sigma_{\Psi})}{n-2},$$

где  $\Sigma_t = \sum_{i=1}^n t_i$ ,  $\Sigma_{t^2} = \sum_{i=1}^n t_i^2$ ,  $\Sigma_{\Psi} = \sum_{i=1}^n \Delta\Psi_i$ ,  $\Sigma_{\Psi^2} = \sum_{i=1}^n \Delta\Psi_i^2$ ,  $\Sigma_{t\Psi} = \sum_{i=1}^n t_i \Delta\Psi_i$ .

2. На втором этапе локальной обработки из  $n$  измерений исключаются  $n-m$  измерений, для которых выполняется условие

$$|\Delta\Psi_i - at_i - b| > 3\sqrt{\sigma^2}.$$

3. На третьем этапе локальной обработки строится гистограмма из  $N_{\text{гист}}$  «карманов» и выбрасывается не более 10% измерений. Из оставшихся после второго этапа  $m$  измерений в каждый «карман» кладутся измерения, удовлетворяющие условию

$$\Delta\Psi^{\min} + k\delta \leq \Delta\Psi_i < \Delta\Psi^{\min} + (k+1)\delta,$$

где  $k=0, \dots, N_{\text{гист}}-1$ ,  $\delta = \frac{\Delta\Psi^{\max} - \Delta\Psi^{\min}}{N_{\text{гист}} - 1}$ ,  $\Delta\Psi^{\min}$  и  $\Delta\Psi^{\max}$  – минимальное и максимальные значения  $\Delta\Psi_i$ ,  $i=1, \dots, m$ .

После построения гистограммы последовательно удаляются те измерения, которые попадают в «карман»  $N_{\text{гист}}$ ,  $N_{\text{гист}}-1$ ,  $N_{\text{гист}}-2$  и т.д. Удаление измерений прекращается, если количество удалённых измерений более 10% от  $m$ . Локальная отбраковка аномальных измерений завершается на третьем этапе.

### 3. Небесно-механическая интерпретация измерений

Небесно-механическая интерпретация представляет собой сопоставление измеряемых величин и параметров движения КА, а также учёт систематических ошибок, возникающих из-за свойств среды или облучения (Тучин А.Г. и др., 2013).

Основой небесно-механической интерпретации траекторных измерений являются функции, которые

связывают параметры движения КА с измеряемыми радиотехническими параметрами. Такие функции принято называть расчётными аналогами. Основное требование при разработке расчётных аналогов состоит в сохранении исходной точности измерений. При пересчёте измерений радиальной дальности КИП в величину, соответствующую расчётному аналогу, учитываются задержки, связанные с распространением сигнала по трассе КИП – КА – КИП, а также поправка, вносимая тропосферой Земли.

Приведённая формула (2) расчётного значения может использоваться только на этапе локальной обработки. Расчётный аналог измерения радиальной дальности КИП записывается в виде

$$\tilde{\Psi}^d(t_{\text{пр}}) = \frac{1}{2} (|\mathbf{r}_{\text{кип}}(t_{\text{ком}}) - \mathbf{r}(t_{\text{изл}})| + |\mathbf{r}(t_{\text{изл}}) - \mathbf{r}_{\text{кип}}(t_{\text{пр}})|) + \sigma_{\text{троп}}, \quad (3)$$

где  $\mathbf{r}_{\text{кип}}(t_{\text{ком}})$  – вектор положения КИП в СК J2000 на момент излучения  $t_{\text{ком}}$  сигнала на борт КА;  $\sigma_{\text{троп}}$  – поправка, вносимая задержкой в тропосфере Земли (Колосов М.А. и др., 1969).

В формуле (3)  $t_{\text{изл}}$  и  $t_{\text{ком}}$  – неизвестные величины, их последовательно находят из решения светового уравнения, алгоритм которого приведён в разделе 2.

Для вычисления тропосферной задержки  $\sigma_{\text{троп}}$  измерения дальности используют измерения температуры, давления воздуха и парциального давления водяного пара, которые поступают из КИП.

Соотношение для вычисления тропосферной задержки, выраженной в метрах, имеет вид (Колосов М.А. и др., 1969):

$$\sigma_{\text{троп}} = \frac{N_0 \cdot 10^{-2}}{\ln(93/N_0) \cdot \cos \theta},$$

$$N_0 = 77.6/T_K^{\circ} \cdot (P + 4810 \cdot B/T_K^{\circ}),$$

где  $T_K^{\circ}$  – температура в К;  $T_K^{\circ} = t_C^{\circ} + 273.15$ ;  $P$  – давление воздуха [мбар];  $B$  – парциальное давление водяного пара [мбар];  $\theta$  – зенитный угол направления на КА.

Пересчёт парциального давления водяного пара из % в мбар проводится по формуле  $B = B_{ma} \cdot B_{\%}/100$ , где значение  $B_{ma}$  приведено в таблице 4.

таблица 4 – Значения  $B_{ma}$

$t_C^{\circ}$	$B_{ma}$	$t_C^{\circ}$	$B_{ma}$
-40	0.19	5	8.72
-35	0.35	10	12.30
-30	0.51	15	17.00
-25	0.88	20	23.40
-20	1.25	25	32.90
-15	2.05	30	42.40
-10	2.86	36	58.10
-5	4.48	40	73.80
0	6.11		

#### **4. Алгоритм определения орбиты. Метод наименьших квадратов**

Фундаментальные методы определения параметров движения КА по данным траекторных измерений были изложены в статье Э.Л. Акима и Т.М. Эннеева в 1963 году (*Аким Э.Л. и др., 1963*). Несмотря на то, что с момента выхода статьи прошло более полувека, предложенные алгоритмы сохранили свою актуальность и в наше время.



**Т.М. Эннеев и Э.Л. Аким**

Предполагается, что ошибки измерений радиальной дальности КИП и измерений НАП (апостериорная информация) носят в основном случайный характер, подчиняясь многомерному нормальному закону распределения с нулевым математическим ожиданием и известной дисперсией.

Наряду с рассмотренной апостериорной информацией для определения параметров движения может быть привлечена и априорная информация о траектории, которая содержит ожидаемые значения отдельных функций параметров траектории с соответствующими им вероятностными характеристиками возможных ошибок. В качестве априорной информации возможно использование результатов обработки измерений предыдущих участков траектории или номинального вектора выведения КА. Априорная информация может быть истолкована как совокупность некоторых коррелированных измерений с известной для них статистической характеристикой в виде корреляционной матрицы ошибок.

Обозначим через  $\tilde{\Psi}_i$  – расчётные аналоги измеряемых функций компонент векторов  $\Psi^r$  и  $\Psi^v$  НАП и радиальной дальности КИП  $\tilde{\Psi}^d$  (3),  $i=1, \dots, n$ , где  $n$  – количество измерений (скаляров). Через  $\Psi_i^{\text{ИЗМ}}$  обозначим измеренные значения компонент векторов НАП  $\mathbf{r}_{\text{ИЗМ}}$  и  $\mathbf{v}_{\text{ИЗМ}}$ , измерения радиальной дальности  $D_i^{\text{КИП}}$  КИП. Пусть  $\xi_i = \Psi_i^{\text{ИЗМ}} - \tilde{\Psi}_i$ , тогда минимизируемый функционал имеет вид

$$\Phi = \sum_{i=1}^m \sum_{j=1}^m p_{ij} \xi_i \xi_j, \quad (4)$$

где  $p_{ij}$  – элементы весовой матрицы  $\mathbf{P}$ ,  $\mathbf{P} = \mathbf{K}_\Psi^{-1}$ , где  $\mathbf{K}_\Psi$  – корреляционная матрица.

Обозначим через  $\mathbf{q} = \{q_1, \dots, q_7\}$  фазовый вектор неизвестных параметров, состоящий из шести компонент векторов положения и скорости НУ и баллистического коэффициента.

В результате минимизации функционала (4) с учётом симметричности  $\mathbf{K}_\Psi$  и  $\mathbf{P}$  можно записать систему нелинейных относительно параметров  $\mathbf{q}$  семи уравнений ( $m=7$ ).

$$\sum_{i=1}^m \sum_{j=1}^m p_{ij} \left( \xi_i \frac{\partial \xi_j}{\partial q_k} + \xi_j \frac{\partial \xi_i}{\partial q_k} \right) = 0, \quad k=1, \dots, m. \quad (5)$$

Система (5) может быть решена методом обобщённых касательных Ньютона при наличии достаточно хорошего нулевого приближения и высокой точности измерений.

Решение методом Ньютона сводится к серии последовательных приближений, число которых зависит от степени близости выбранного нулевого приближения  $\mathbf{q}^{(0)}$  к точному решению.

Пусть в результате  $(s-1)$ -го приближения для параметров получены значения  $\mathbf{q}^{(s-1)}$ . Тогда разлагаем в ряд Тейлора в окрестности этих значений параметры рассогласования  $\xi$  на  $s$ -м приближении

$$\xi_i^{(s)} = \xi_i^{(s-1)} + \sum_{k=1}^7 \left( \frac{\partial \xi_i}{\partial q_k} \right)_{\mathbf{q}^{(s-1)}} \Delta q_k^{(s)} + \dots, \quad (6)$$

где  $\Delta q_k^{(s)} = q_k^{(s)} - q_k^{(s-1)}$  – поправки на  $s$ -м приближении к величинам  $\mathbf{q}^{(s-1)}$ .

Ограничиваясь в (6) линейными членами разложения и подставляя полученное выражение в (5), приходим на  $s$ -м приближении к нормальной системе линейных уравнений относительно поправок  $\Delta \mathbf{q}^{(s)}$

$$\mathbf{A} \Delta \mathbf{q} = -\mathbf{b}, \quad (7)$$

где элемент матрицы  $\mathbf{A}$  и компонента вектора  $\mathbf{b}$  имеют вид

$$a_{nm} = \sum_{i=1}^m \sum_{j=1}^m p_{ij} \frac{\partial \xi_i}{\partial q_n} \frac{\partial \xi_j}{\partial q_m},$$

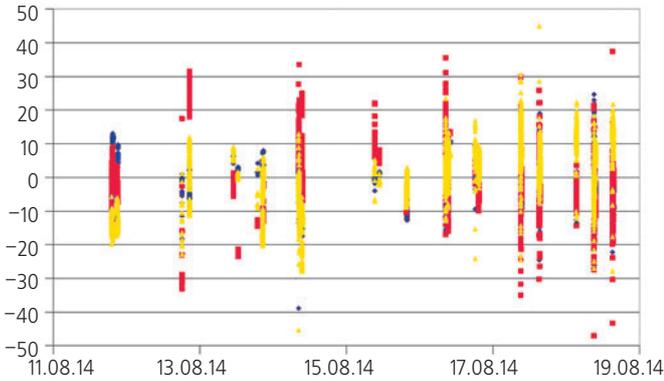
$$b_n = \sum_{i=1}^m \sum_{j=1}^m p_{ij} \frac{\partial \xi_i}{\partial q_n} \xi_j.$$

Таким образом, на каждом  $s$ -м приближении для определения поправок к параметрам, полученным на предыдущем приближении, решается нормальная система уравнений (7). Матрица и правые части этой системы формируются для каждого приближения с помощью (7) из производных и рассогласований между значениями измеряемых величин и их расчётными аналогами, причем производные и рассогласования вычисляются для траектории, определяемой параметрами предыдущего приближения, для каждого момента наблюдения и каждой наблюдаемой величины.

Эти вычисления завершаются приближением с номером  $s$ , для которого выполняется  $|\Delta q_k^{(s)}| < \varepsilon_k, k=1, \dots, 7$ .

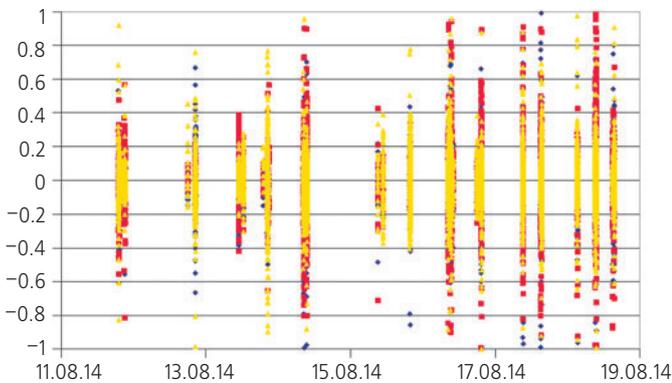
## 5. Обработка измерений НАП

Начиная с 8-го витка полета КА «МКА-ФКИ (ПН2)» БЦ ИПМ получал из ЦУП-Л бортовые измерения НАП, которые обрабатывались на интервале семь суток, и происходило определение орбиты КА. На рисунках 5 и 6 приведены графики остаточных невязок по компонентам вектора положения и скорости НАП на момент обработки 19 августа 2014 года.



**рисунок 5.** Остаточные невязки по компонентам вектора положения, м

Цвет обозначает компоненту остаточных невязок измеренного вектора НАП: синий – x, красный – y, жёлтый – z.



**рисунок 6.** Остаточные невязки по компонентам вектора скорости, м/с

Точность остаточных невязок измерений НАП ( $1\sigma$ ) на семи сутках составляет 10 м по положению и 15 см/с по скорости.

Измерения  $r_{изм}$  и  $v_{изм}$  НАП необходимо обрабатывать, увязывая их с законами динамики движения КА, и ни в коем случае нельзя использовать их как вектор НУ для решения задач расчёта целеуказаний и управления КА. Это подтверждается проведёнными статистическими расчётами по оценке точности прогноза вектора НАП  $r_{изм}$  и  $v_{изм}$  на 15, 30 и 60 минут. Ошибка прогноза вектора КА «МКА-ФКИ (ПН2)» по НУ, взятым непосредственно из  $r_{изм}$  и  $v_{изм}$  без обработки в зависимости от интервала прогнозирования,

представлена в таблице 5. Уже через 0.6 витка ошибка такого прогноза составляет 1.7 км по положению и 1.6 м/с по скорости.

**таблица 5** – Ошибки прогноза первичного вектора НАП

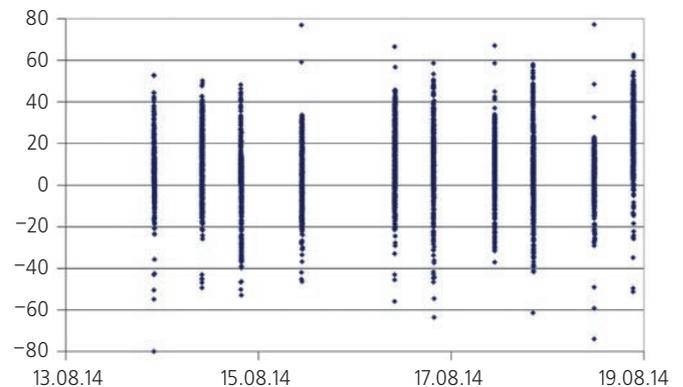
интервал	по положению, м	по скорости, м/с
15 минут	305.9	0.424
30 минут	784.2	0.836
60 минут	1737.8	1.612

## 6. Обработка измерений КИП

Когерентные измерения радиальной дальности КИП по КА «МКА-ФКИ (ПН2)» стали поступать в БЦ ИПМ из ЦУП-Л, начиная со 102-го витка 15 июля 2014 года 19:51:52 МДВ, т.е. через неделю после выведения КА «МКА-ФКИ (ПН2)». Измерения КИП требовали настройки измерительного комплекса. БЦ ИПМ ежедневно проводил анализ ошибок измерений КИП на основании обработки измерений НАП. Строятся ошибки измерений «на параметре», т.е. рассогласования измеренных значений КИП и их расчётных значений при прохождении нулевой радиальной скорости. К 494-му витку 11 августа 2014 года КИП был настроен.

Обработка измерений НАП позволила настроить и отладить КИП в Медвежьих Озёрах на этапе лётных испытаний.

Начиная с 494-го витка полета КА «МКА-ФКИ (ПН2)» БЦ ИПМ параллельно обрабатывал измерения дальности КИП. Измерения обрабатываются на интервале 7 суток. На рисунке 7 приведен график остаточных невязок по измерениям радиальной дальности КИП на момент обработки 19 августа 2014 года. Точность остаточных невязок измерений радиальной дальности КИП (1s) составляет 19.7 м.



**рисунок 7.** Остаточные невязки дальномерных измерений КИП, м

Начиная с 19 августа 2014 года измерения КИП по КА «МКА-ФКИ (ПН2)» обрабатывались в штатном режиме. Убиралась тропосферная составляющая

измерений с использованием климатических измерений на КИП. Полученный вектор НУ по КИП протягивается на момент НУ, полученных по измерениям НАП; рассогласования этих векторов в орбитальной СК RNB представлены в таблице 6, где по R – ошибка по радиусу орбиты; по N – ошибка вдоль направления движения, перпендикулярно радиусу (трансверсаль); по B – ошибка в направлении, ортогональном плоскости орбиты (бинормаль). Сравнение НУ по обработке НАП и КИП представлено в таблице 6.

**таблица 6** – Сравнение НУ по обработке НАП и КИП

виток	положение, м			скорость, м/с		
	R	N	B	V <sub>R</sub>	V <sub>N</sub>	V <sub>B</sub>
592	9.7	-29.4	-7.9	0.016	-0.010	-0.022
603	17.3	-32.6	5.4	0.031	-0.018	-0.023
618	0.8	2.9	1.1	-0.007	-0.001	0.013
636	-7.9	19.0	16.0	-0.020	0.008	0.001
679	4.9	73.2	-17.9	-0.063	-0.005	0.023
686	5.2	62	20.4	-0.073	-0.006	0.024
712	7.3	5.8	43.9	-0.048	-0.008	-0.035
730	-37	37.2	-26.4	-0.052	0.040	-0.053
781	-3.3	16.2	34.4	-0.058	0.004	-0.04

Достаточно хорошие рассогласования НУ, полученных по измерениям НАП и по измерениям КИП, позволяют сделать вывод о согласованности измерений НАП и КИП, правильной привязке времени и интерпретации измерений. Остаточные невязки по КИП и НАП могут вноситься в весовую матрицу **P** при совместной обработке измерений и минимизации функционала (4).

Для работы КИП требуются целеуказания по азимуту и углу места, которые рассчитываются в БЦ ИПМ на каждый сеанс связи с КА. Ошибка целеуказаний не должна превышать 1°.

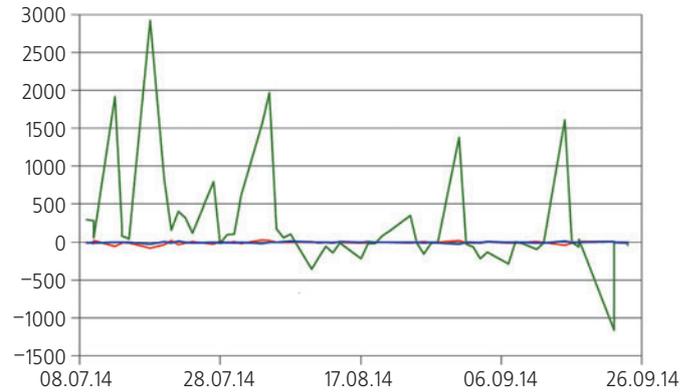
## 7. Оценка качества НУ

Для получения оценки качества НУ, входящих в комплекс расчёта целеуказаний для КИП и МБК для пересылки на борт КА «МКА-ФКИ (ПН2)», в БЦ ИПМ проводится сравнение предыдущего НУ с последующим на момент последующего в орбитальной СК RNB; данные сравнения представлены в таблице 7 и рисунке 8. Так как измерения НАП могут проводиться с перерывом до трёх суток, необходимо оценить ошибку определения орбиты в зависимости от частоты проводимых измерений.

**таблица 7** – Оценка качества НУ

интервал, сутки	положение, м			скорость, м/с		
	R	N	B	V <sub>R</sub>	V <sub>N</sub>	V <sub>B</sub>
1	4.0	90.9	5.0	0.096	0.004	0.005
2	14.5	740.2	9.6	0.792	0.012	0.004
3	22.2	1168.8	10.0	1.217	0.017	0.009

Вследствие атмосферных возмущений, наибольшая ошибка определения орбиты наблюдается по трансверсали (таблица 6). Получение данных об ориентации КА позволит улучшить точность прогноза вдоль вектора скорости.



**рисунок 8.** Оценка качества НУ (положение), красный R, зеленый N, синий B

## 8. Обработка TLE

Для контроля проводимых расчётов по определению орбиты КА «МКА-ФКИ (ПН2)» проводится обработка двустрочных элементов (Two-line Elements – TLE), полученных по каналам Интернет. TLE представляются в виде набора данных аналитической модели SGP-4 по расчёту положения и скорости КА (Hoots F.R. et al., 1988) в СК true equator, mean equinox (TEME). TLE ежедневно накапливаются в БЦ ИПМ со следующих зарубежных сайтов (таблица 8).

**таблица 8** – Адреса публикуемых TLE

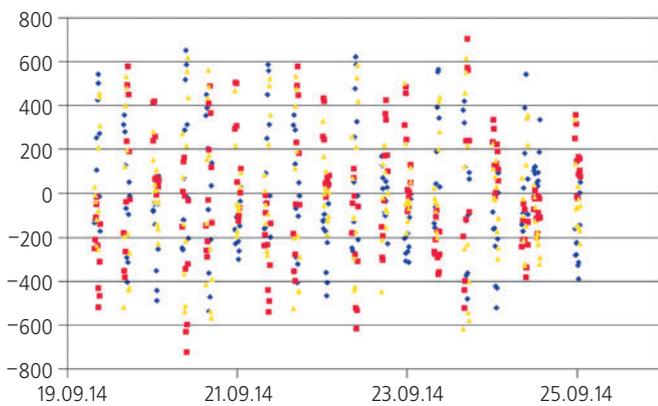
сайт	регистрация
www.space-track.org	да
www.n2yo.com	нет
www.celestrak.com	нет

Сайт www.space-track.org обладает преимуществом в связи с организацией сервиса публикаций данных о КА на любом временном интервале. Другие сайты публикуют только текущий TLE с задержками по времени обновления.

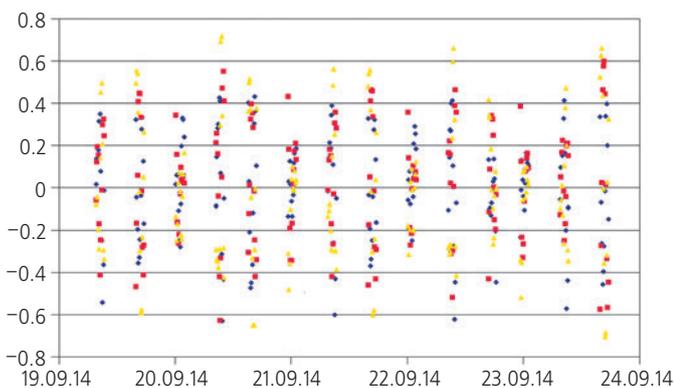
Выяснено, что на протяжении трёх недель с начала пуска КА «МКА-ФКИ (ПН1)» в наборах TLE ошибочно указывалась принадлежность измерений к конкретному КА. По КА «МКА-ФКИ (ПН2)» пять наборов TLE появилось 09 июля 2014 года (после 11-го витка) около 15:00 МДВ на сайте <http://www.space-track.org>. Этот факт ставит под сомнение возможность использования TLE в первые недели полёта в случае нештатной ситуации.

Приведём описание методики обработки двустрочных элементов в БЦ ИПМ. Производится расчёт векторов положения и скорости с использованием TLE по модели SGP-4 в СК J2000. Векторы рассчитываются по 11 штук на витке, потом производится их обработка на трёх последних сутках, тем самым векторы модели SGP-4 согласуются с моделью движения КА «МКА-ФКИ». Ниже приводится результат определения орбиты КА «МКА-ФКИ (ПН2)» на 25 сентября 2014 года 00:57:29.849 МДВ: обработано 18 наборов TLE на интервале 7 суток.

На рисунках 9 и 10 показаны графики остаточных невязок кинематических векторов положения и скорости после обработки TLE. Среднеквадратичное отклонение (СКО) остаточной невязки по положению составляет 202.9 м, а по скорости – 0.192 м/с



**рисунок 9.** Остаточные невязки по компонентам вектора положения, м



**рисунок 10.** Остаточные невязки по компонентам вектора скорости, м/с

## 9. Расчёт опасных сближений

В настоящее время в околоземном космическом пространстве находится не менее 20000 объектов. В БЦ ИПМ рассчитываются опасные сближения КА «МКА-ФКИ (ПН2)» с объектами, орбиты которых выложены в Интернет. В БЦ ИПМ рассчитывается ежедневный прогноз сближений на трое суток с публикацией бюллетеней. Бюллетени содержат минимальное расстояние сближения  $R_{сбл}$ , НУ и ковариационную матрицу объекта сближения (таблица 9). Ковариационная матрица считается вместе с обработкой TLE объектов по методу раздела 8.

## 10. Организация взаимодействия БЦ ИПМ и ЦУП-Л

Для обеспечения оперативных работ по КА «МКА-ФКИ (ПН1)» и «МКА-ФКИ (ПН2)» использована выделенная оптоволоконная линия связи между ЦУП-Л и БЦ ИПМ. Обмен информацией осуществляется через зеркалированные серверы с обеих сторон. Из ЦУП-Л в БЦ ИПМ поступают квитируемые заявки для расчёта целеуказаний для КИП в Медвежьих Озёрах, бортовые измерения НАП и наземные траекторные измерения КИП. В БЦ ИПМ происходит обработка измерений, определение орбиты КА, расчёт МБК для передачи на борт КА, расчёт опасных сближений и выдача целеуказаний согласно квитируемой заявке.

Со стороны БЦ ИПМ на протяжении всего рассматриваемого периода полёта КА «МКА-ФКИ (ПН1)» и КА «МКА-ФКИ (ПН2)» по рабочей орбите была обеспечена круглосуточная возможность реализации обмена информацией с ЦУП-Л в согласованных форматах в оперативном режиме.

Баллистические расчёты в БЦ ИПМ ведутся на серверных вычислительных машинах Hewlett-Packard под управлением операционной системы FreeBSD. Серверы снабжены аппаратным дублированием дискового пространства. Кроме того, обеспечивается дублирование серверов, при котором происходит копирование информации на идентичную вычислительную машину для обеспечения надёжности комплекса. В случае возникновения сбоев по выделенной оптоволоконной сети связи предусмотрено защищённое VPN-соединение БЦ ИПМ и ЦУП-Л. Вычислительный комплекс БЦ ИПМ с серверами для баллистических расчётов представлен на рисунке 11.

## заключение

Эксплуатация первых КА в серии малых научных аппаратов разработки НПО имени С.А. Лавочкина показала, что разработанные алгоритмы, методы и

## БАЛЛИСТИКО-НАВИГАЦИОННОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ ПОЛЁТА МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ «ЗОНД-ПП» И «РЭЛЕК»

программы по определению орбиты, расчёту целеуказаний и МБК оперативно и надёжно решают все поставленные задачи.

Точность остаточных невязок измерений НАП КА «МКА-ФКИ (ПН2)» ( $1\sigma$ ) на семи сутках составляла 10 м по положению и 15 см/с по скорости. Точность остаточных невязок измерений радиальной дальности КИП ( $1\sigma$ ) составляла 19.7 м. Хорошее согласование результатов определения орбиты только по НАП и только по КИП в пределах сотни метров позволило проводить одновременную обработку этих измерений с выставлением весовых коэффициентов, соответствующих приведённым выше остаточным невязкам.

Приведённая оценка качества НУ показывает, что погрешность определения орбиты КА «МКА-ФКИ (ПН2)» в прогнозе на одни сутки составляет около 5 метров в радиальном направлении и плоскости, ортогональной плоскости орбиты, а по трансверсали 90.9 м. Высокоточное определение орбиты обеспечивается однопунктовым наземным измерительным комплексом и бортовой аппаратурой спутниковой навигации.

Обеспечена круглосуточная возможность реализации обмена информацией БЦ ИПМ с ЦУП-Л в согласованных форматах в оперативном режиме.

Первые недели работы КИП показали необходимость разработки методов и алгоритмов тестирова-

**таблица 9** – Расчёт опасных сближений КА «МКА-ФКИ (ПН2)» на 25 сентября 2014 года

время сближения, UTC		R <sub>сбл</sub> , км	NSSDC	название объекта	точность НУ $1\sigma$	
дата	время				R, м	V, м/с
2014/09/24	22:53:13.711	6.175	1972-104B	SL-8 R/B	428.9	2.144
2014/09/25	01:17:42.860	8.902	1967-096B	THOR_BURNER 2 R/B	431.3	2.157
2014/09/25	01:30:34.021	9.492	1993-041C	SCOUT_G-1 DEB	408.6	2.043
2014/09/25	03:56:25.935	7.498	1993-036AMJ	COSMOS 2251 DEB	2874.1	14.371
2014/09/25	11:29:08.613	4.929	1999-057PB	CBERS 1 DEB	554.9	2.775
2014/09/26	07:04:19.636	3.003	1971-069C	COSMOS 434 DEB	764.8	3.824
2014/09/26	10:30:42.196	2.559	2006-015F	CZ-4B_DEB	161.6	0.808
2014/09/26	18:47:06.960	6.766	1985-006C	SL-8 DEB	732.9	3.665
2014/09/26	20:26:22.870	3.806	1985-006C	SL-8 DEB	732.9	3.665
2014/09/26	22:05:38.724	2.066	1985-006C	SL-8 DEB	732.9	3.665
2014/09/26	23:44:54.562	4.310	1985-006C	SL-8 DEB	732.9	3.665
2014/09/27	01:24:10.419	7.709	1985-006C	SL-8 DEB	732.9	3.665
2014/09/27	14:13:54.808	8.838	1999-025DHA	FENGYUN 1C DEB	361.8	1.809
2014/09/27	21:26:05.581	9.791	1987-006B	SL-8 R/B	312.2	1.561
2014/09/28	04:42:28.677	5.965	1985-006C	SL-8 DEB	732.9	3.665
2014/09/28	06:21:44.641	6.394	1985-006C	SL-8 DEB	732.9	3.665
2014/09/28	08:01:00.548	9.751	1985-006C	SL-8 DEB	732.9	3.665
2014/09/28	15:32:32.822	5.501	2002-009A	ENVISAT	523.7	2.619
2014/09/28	22:06:05.050	5.262	1993-036BUV	COSMOS 2251 DEB	63.2	0.316
2014/09/29	07:14:07.017	5.356	2013-035A	SJ-11-05	556.1	2.780
2014/09/29	08:48:13.052	8.558	1999-025ELY	FENGYUN 1C DEB	322.4	1.612
2014/09/29	09:36:59.112	9.458	1993-036JR	COSMOS 2251 DEB	222.5	1.112
2014/09/29	10:35:46.351	7.127	2013-037J	PAYLOAD A DEB	875.7	4.378
2014/09/30	07:21:43.871	8.996	2001-043B	PICOSAT 9	287.2	1.436
2014/09/30	16:12:02.611	6.005	1993-036AFM	COSMOS 2251 DEB	214.4	1.072



**рисунок 11.** Серверы оперативных работ БЦ ИПМ

ния и калибровки измерительного комплекса до начала лётных испытаний.

На протяжении трёх недель с начала пуска КА «МКА-ФКИ (ПН1)» в наборах TLE ошибочно указывалась принадлежность измерений к конкретному КА. По КА «МКА-ФКИ (ПН2)» пять наборов TLE появились после 11-го витка. Эти факты ставят под сомнение возможность использования TLE в первые недели полёта в случае нештатной ситуации.

Измерения НАП нельзя непосредственно, без обработки использовать как НУ для расчётов, так как ошибка прогноза вектора по таким НУ составляет 1.7 км по положению и 1.6 м/с по скорости через 0.6 витка.

## список литературы

Аким Э.Л., Горохова А.А., Киселева И.П., Степаньянц В.А. и др. Локальная обработка измерений радиосистемы межпланетных космических аппаратов // Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша. 2002. № 11. 20 с.

Аким Э.Л., Энеев Т.М. Определение параметров движения космического летательного аппарата по

данным траекторных измерений // Космические исследования. 1963. Т. 1, вып. 1. С. 5-50.

Колосов М.А., Арманд Н.А., Яковлев О.И. Распространение радиоволн при космической связи. М.: Связь, 1969. 155 с.

Комовкин С.В., Лавренов С.М., Тучин А.Г., Тучин Д.А. и др. Небесно-механическая интерпретация запросных радиотехнических измерений радиальной скорости космических аппаратов научного назначения // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2015. № 4. С.77-80.

Степаньянц В.А., Львов Д.В. Эффективный алгоритм решения системы дифференциальных уравнений движения // Математическое моделирование. 2000. Т. 12, вып. 6. С. 9-14.

Тучин А.Г., Аким Э.Л., Горохова А.А., Киселева И.П. и др. Небесно-механическая интерпретация измерений радиосистемы межпланетных космических аппаратов «Квант-Д» // Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша. 2002. № 2. 20 с.

Тучин А.Г., Горохова А.А. Локальная обработка измерений дальности для околоземных орбит космических аппаратов скорости // Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша. 1990. № 99. 18 с.

Тучин А.Г., Комовкин С.В., Лавренов С.М., Тучин Д.А. и др. Небесно-механическая интерпретация радиотехнических измерений наклонной дальности и радиальной скорости // Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша. 2013. № 66. 30 с.

Department of defense World Geodetic System 1984. NIMA TR8350.2 Third edition, amendment 1, 3. Jan 2000.

Folkner W.M., Williams J.G., Boggs D.H. The Planetary and Lunar Ephemeris DE421 // The Interplanetary Network Progress Report, JPL. Pasadena, California. August 15 2009. V. 42-178. P. 1-34.

Hoots F.R., Roehrich R.L. Models for Propagation of NORAD Element Sets // Spacetrack report № 3, December 1980. Package Compiled by TS Kelso, 31 December 1988.

Pavlis N.K., Holmes S.A., Kenyon S.C., Factor J.K. An Earth Gravitational Model to Degree 2160: EGM2008 // EGU General Assembly 2008. Vienna, Austria, April 13-18, 2008.

Picone J.M., Hedin A.E., Drob D.P., Aikin A.C. NRL-MSISE-00 Empirical Model of the Atmosphere: Statistical Comparisons and Scientific Issues // J. Geophys. Res. 2003. doi:10.1029/2002JA009430.

Proceedings of the IERS Workshop on the Implementation of the New IAU Resolutions // IERS Technical Note № 29. Observatoire de Paris, Paris, France, 18-19 April 2002.

Статья поступила в редакцию 18.02.2016 г.

## ВЛИЯНИЕ ИОНИЗИРОВАННОГО ОБЛАКА СОБСТВЕННОЙ ВНЕШНЕЙ АТМОСФЕРЫ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА НА ЭКРАНИРУЮЩИЕ СВОЙСТВА ЕГО КОНСТРУКЦИИ

## THE IMPACT OF A SPACECRAFT'S OWN EXTERNAL ATMOSPHERE'S IONIZED CLOUD ON THE SCREENING PROPERTIES OF ITS STRUCTURE



**А.А. Любомудров<sup>1</sup>,**  
*профессор,*  
*доктор технических наук,*  
*lubomudrov31@mail.ru;*  
**A.A. Lyubomudrov**

*Оценивается влияние электропроводности ионизированной области собственной внешней атмосферы космического аппарата на экранирование внешнего электрического поля его конструкцией. Показано, что ионизированная область ухудшает экранирующие свойства конструкции. Произведена количественная оценка влияния ионизированной области на экранирование импульсного электрического поля.*

*Ключевые слова:*  
*собственная внешняя атмосфера космического аппарата; экранирование электрического поля.*

### **ВВЕДЕНИЕ**

Влияние электромагнитных помех на функционирование радиоэлектронной аппаратуры космических аппаратов (КА) необходимо учитывать при оценке работоспособности бортовых систем. Источниками электромагнитных помех могут быть: электромагнитное излучение Солнца, планет, звёзд и других небесных тел; электризация орбитальных КА в магнитосфере Земли; воздействие преднамеренных помех; генерирование радиационных потенциалов и токов под действием фотонного и корпускулярного излучения (Кириллов В.Ю. и др., 2013; Любомудров А.А., 2012). При оценке уровня внешних электромагнитных помех, воздействующих на бортовую аппарату-

*The impact a spacecraft's own external atmosphere's ionized environment's conductivity on screening its structure from the external electric field is studied. The findings show that the ionized region impairs the structure's screening properties. A quantitative assessment is used to evaluate the impact of the ionized region on screening the pulsed electric field.*

*Key words:*  
*spacecraft's own external atmosphere;*  
*electric field screening.*

ру КА, необходим учёт экранирующих свойств конструкции КА.

Расчёт экранов в непроводящей среде (Любомудров А.А., 1977) рассматривался в квазистационарном приближении, однако при оценке эффективности экранирования считалось, что экран находится в непроводящей среде.

При полёте космического аппарата за пределами плотных слоёв атмосферы вокруг него возникает облако собственной внешней атмосферы (СВА), состоящее из смеси твёрдых частиц, жидкости и газов, причём её паровая и газовая составляющие могут быть в значительной степени ионизированы (Акишин А.И.

<sup>1</sup> Военная академия Ракетных войск стратегического назначения имени Петра Великого Министерства обороны Российской Федерации, Россия, Московская область, г. Балашиха.

Military Academy of Strategic Missile Forces named after Peter the Great of the Ministry of Defense of the Russian Federation, Russia, Moscow region, Balashikha.

и др., 1983; Данилкин В.А., 2008). Эти компоненты СВА образуют ионизированное облако вокруг КА, обладающее электрической проводимостью и влияющее на экранирующие свойства проводящих оболочек.

Как показано в работе (Кузнецов В.В. и др., 1980), проводящая среда, окружающая экран, ухудшает его экранирующие свойства.

Нашей задачей является оценка экранирующих свойств конструкций КА, окружённых ионизированным облаком его собственной внешней атмосферы при действии внешнего электрического помехонесущего поля.

Проводящая среда, окружающая экран, практически не влияет на экранирование магнитного поля, так как эффект экранирования отражением определяется токами, наводимыми помехонесущим полем в оболочке экрана, которые существенно больше наводимых токов в окружающей проводящей среде. Экранирование поглощением не зависит от электрических свойств окружающей среды, а определяется глубиной проникновения поля в оболочку и её толщиной.

## 1. Постановка задачи

Задачу будем решать при следующих допущениях:

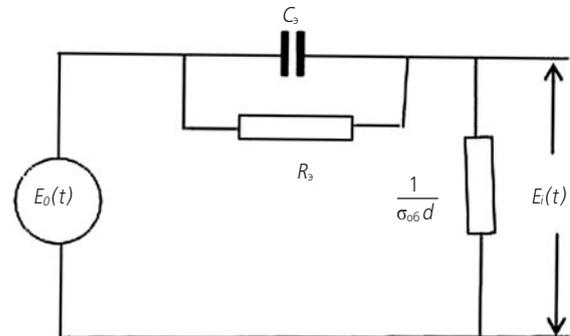
1. Полагаем, что преобладающая часть спектра помехонесущего импульсного электромагнитного поля лежит в области длин волн, значительно превышающих размеры КА. Действительно, длительность импульсных помех в большинстве случаев составляет не менее нескольких микросекунд, в то время как размеры КА имеют порядок единиц метров. В этом квазистационарном случае для решения задачи можно использовать расчётную схему экрана в виде электрической цепи.

2. Электронный газ окружающей экран плазмы находится в состоянии термодинамического равновесия, и к плазме применим закон Ома. В плазме СВА КА работа, совершаемая над электроном силами электрического поля волны ( $E$ ) на средней длине его свободного пробега  $\lambda_e$ , мала по сравнению со средней энергией теплового движения электрона ( $kT$ ), т.е. выполняется условие  $eE\lambda_e \ll kT_e$ , где  $e$  – величина заряда электрона;  $k$  – постоянная Больцмана;  $T_e$  – электронная температура. В этом можно убедиться, приняв характерные для плазмы внешней области КА концентрацию частиц  $n \sim 10^{12}$  1/м<sup>3</sup>, электронную температуру  $T_e \sim 10^3$  К и напряжённость электрического поля  $E \sim 10^2$  В/м и используя известную из физики плазмы формулу для длины свободного пробега электрона  $\lambda_{ei} = 4,5 \cdot 10^5 \frac{T_e}{n\Lambda}$  ( $\Lambda$  – кулоновский логарифм, принятый равным 15).

## 2. Решение задачи

Учёт электропроводности окружающей среды при составлении эквивалентной схемы экрана сводится

к включению в схему параллельно эквивалентной ёмкости омического сопротивления, представляющего собой сопротивление утечки конденсатора (Кузнецов В.В. и др., 1980). Тогда эквивалентная схема экрана, описывающая экранирование отражением, будет иметь вид, изображённый на рисунке 1.



рисунк 1. Эквивалентная схема тонкого экрана в проводящей среде

На схеме обозначено:  $E_0(t)$  – напряжённость электрического помехонесущего поля;  $E_i(t)$  – напряжённость электрического поля за экраном;  $C_3$  – эквивалентная ёмкость экрана;  $R_3 = \frac{\epsilon_0}{\sigma_3 C_3}$  – эквивалентное сопротивление, учитывающее проводимость окружающей среды;  $\sigma_3$  – проводимость окружающей экран среды;  $\epsilon_0$  – электрическая постоянная;  $\sigma_{06}$  – проводимость оболочки экрана;  $d$  – толщина оболочки экрана.

Запишем уравнение Кирхгофа для представленной схемы

$$C_3 \frac{dE_i}{dt} + E_i \left( \frac{1}{R_3} + \sigma_{06}d \right) = C_3 \frac{dE_0}{dt} + \frac{E_0}{R_3}. \quad (1)$$

Решение уравнения (1) при нулевом начальном условии имеет вид

$$E_i(t) = e^{-\gamma t} \left\{ \int_0^t \frac{dE_0}{dt} e^{\gamma t} dt + \int_0^t \frac{\sigma_3 E_0}{\epsilon_0} e^{\gamma t} dt \right\}. \quad (2)$$

В решении (2) через  $\gamma$  обозначена величина, обратная постоянной времени эквивалентной цепи экрана

$$\frac{1}{\tau_3} = \gamma = \left( \frac{\sigma_3}{\epsilon_0} + \frac{\sigma_{06}d}{C_3} \right).$$

## 3. Количественные оценки

Оценим влияние ионизированной собственной внешней атмосферы на экранирующие свойства конструкции КА. Пусть напряжённость электрического помехонесущего поля имеет вид  $E_m = E_{m0}(e^{-\alpha t} - e^{-\beta t})$ , где  $\alpha = 1,4 \cdot 10^4$  1/с;  $\beta = 1,6 \cdot 10^6$  1/с. Толщину экранирующего проводящего слоя конструкции КА и его электропроводность примем равными:  $d = 5 \cdot 10^{-6}$  м;  $\sigma_{06} = 3,7 \cdot 10^7$  См/м (Любомудров А.А. и др., 2014).

Будем считать геометрическую форму конструкции КА шаровой, что существенно не повлияет на полученные результаты, поскольку экранирующие

# ВЛИЯНИЕ ИОНИЗИРОВАННОГО ОБЛАКА СОБСТВЕННОЙ ВНЕШНЕЙ АТМОСФЕРЫ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА НА ЭКРАНИРУЮЩИЕ СВОЙСТВА ЕГО КОНСТРУКЦИИ

свойства проводящих оболочек при прочих равных условиях слабо зависят от их геометрической формы. Для шара  $C_3 = \frac{3}{2} \epsilon_0 R$ . Характерный размер конструкции примем  $R=2$  м. Для принятых, характерных для рассматриваемого случая, значений параметров, входящих в решение (2),  $\gamma \gg \alpha$ ,  $\beta$ , а также при  $\sigma_3$  менее  $10^{-3}$  См/м выполняется неравенство  $\sigma_3 \gg \epsilon_0 \beta$ ,  $\epsilon_0 \alpha$ . Тогда решение (2) будет разностью двух экспонент

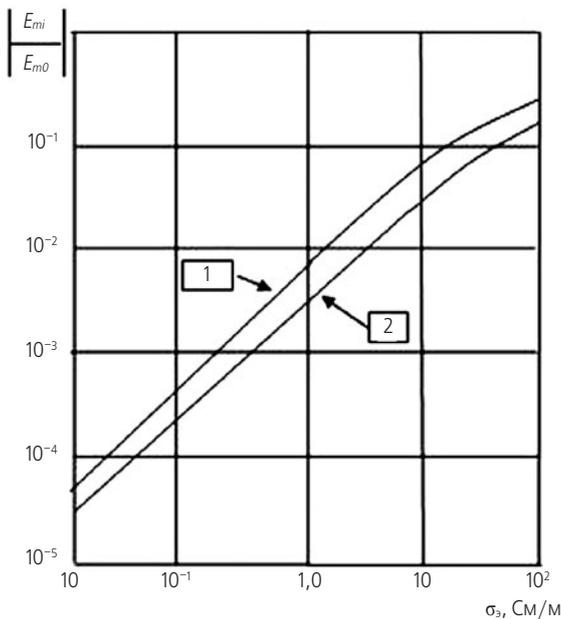
$$\frac{E_i(t)}{E_{m0}} = \frac{\sigma_3}{\epsilon_0 \gamma} (e^{-\beta t} - e^{-\alpha t}). \quad (3)$$

Таким образом, в пределах принятых допущений и ограничений получаем, что форма импульса напряжённости электрического поля у поверхности конструкции КА представляет собой «перевернутую» форму действующего помехонесущего поля. Найдём амплитуду импульса  $E_i(t)$ . Для этого определим время достижения экстремума  $E_i(t)$ :

$$t_m = \frac{1}{\beta - \alpha} \ln \frac{\beta}{\alpha}.$$

Для  $\alpha=1,4 \cdot 10^4$  1/с,  $\beta=1,6 \cdot 10^6$  1/с,  $t_m \cong 80$  мкс.

На рисунке 2 приведена зависимость  $\frac{E_{mi}}{E_{m0}}$  от проводимости ионизированной области  $\sigma_3$ . Ослабление электрического поля ионизированной областью практически линейно зависит от её проводимости. В отсутствие ионизированной области при  $d=5 \cdot 10^{-6}$  м  $\frac{E_{mi}}{E_{m0}}=2 \cdot 10^{-7}$  (Любомудров А.А. и др., 2014).



**рисунок 2.** Зависимость ослабления напряжённости помехонесущего электрического поля от проводимости ионизированной области внешней атмосферы КА ( $\sigma_{06}=3,7 \cdot 10^7$  См/м;  $1-d=5 \cdot 10^{-6}$  м,  $2-d=1 \cdot 10^{-5}$  м)

Линейность зависимости  $\frac{E_{mi}}{E_{m0}}(\sigma_3)$  имеет место лишь при

$$\frac{\sigma_3}{\epsilon_0} \ll \frac{\sigma_{06} d}{C_3}, \quad \gamma \cong \frac{\sigma_{06} d}{C_3}. \quad (4)$$

С увеличением  $\sigma_3$ , когда нарушается неравенство (4), происходит отклонение от линейной зависимости.

## заключение

1. Ионизированная область может существенно (на несколько порядков) снижать эффективность экранирования помехонесущих полей корпусом конструкции КА. При относительно небольших значениях проводимости плазмы, когда выполняется неравенство  $\frac{\sigma_3}{\epsilon_0} \ll \frac{\sigma_{06} d}{C_3}$ , отношение  $\frac{E_{mi}}{E_{m0}}(\sigma_3)$  растёт пропорционально проводимости. При дальнейшем увеличении проводимости рост  $\frac{E_{mi}}{E_{m0}}(\sigma_3)$  замедляется.

2. Вследствие слабой изученности ионизированной области собственной внешней атмосферы КА полученные количественные результаты являются приближёнными, поэтому необходимо более детальное исследование электрофизических свойств окружающей КА собственной атмосферы и её влияния на величину помехонесущих полей.

## список литературы

Акишин А.И., Дунаев Н.М., Константинова В.В., Расторгуев В.А. и др. Атмосфера, создаваемая космическим аппаратом, и её влияние на работоспособность бортовой аппаратуры // Модель космического пространства / Под ред. акад. С.Н. Вернова. Т. 2. М.: НИИЯФ МГУ, 1983. С. 244-309.

Данилкин В.А. Собственная внешняя атмосфера космических аппаратов и её влияние на параметры радиосигналов бортовых радиотехнических систем // Теплофизика и аэромеханика. 2008. Т. 15, № 1. С. 75-78.

Кириллов В.Ю., Томилин М.М. Воздействие преднамеренных электромагнитных помех на бортовые кабели космических аппаратов // Электронный журнал «Труды МАИ». 2013. Вып. № 66. С. 1-12.

Кузнецов В.В., Любомудров А.А. Проникновение электрического поля за экраны в нестационарной проводящей среде // Радиотехника. 1980. Т. 35, № 9. С. 64-68.

Любомудров А.А. Импульсные характеристики электромагнитных экранов // Электричество. 1977. № 11. С. 90-93.

Любомудров А.А. Радиационные потенциалы, генерируемые космической радиацией // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2012. № 1. С. 46-49.

Любомудров А.А., Синогейкин К.Н. Электромагнитные экраны конструкций космических аппаратов // Проектирование автоматических космических аппаратов для фундаментальных научных исследований / Сост. В.В. Ефанов; Под ред. В.В. Хартова, К.М. Пичхадзе: в 3-х т. Т. 3. М.: Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2014. С. 1438-1481.

Статья поступила в редакцию 11.03.2016 г.

## ЗАМЕДЛИТЕЛЬ ДЕТОНАЦИОННЫХ КОМАНД БАЛЛИСТИЧЕСКОГО ТИПА МИЛЛИСЕКУНДНОГО ДИАПАЗОНА

## BALLISTIC TYPE DECELERATOR OF MILLISECOND RANGE DETONATION COMMANDS



**В.И. Загарских<sup>1</sup>**,  
доцент,  
кандидат технических наук,  
zagarskihv@rambler.ru;  
**V.I. Zagarskih**



**Е.Н. Кузин<sup>1</sup>**,  
старший научный сотрудник,  
кандидат технических наук,  
arvsn@mil.ru;  
**E.N. Kuzin**



**В.В. Ефанов<sup>2</sup>**,  
профессор, доктор  
технических наук,  
vladimir\_efanov@laspace.ru;  
**V.V. Efanov**

*В статье рассмотрен принцип построения замедлительных устройств баллистического типа, обеспечивающих задержку миллисекундного диапазона при трансляции детонационных команд. Приведена методика расчёта скорости метания бойка-ударника продуктами детонации детонирующего удлинённого заряда.*

*Ключевые слова: замедлитель; время замедления; удлинённый заряд; продукты детонации; боек-ударник.*

В бортовых системах управления ракетно-космической техники различного назначения устанавливаются замедлители, которые осуществляют задержку срабатывания инициирующих устройств зарядов взрывчатых веществ на время, необходимое для выполнения программы полёта.

Время срабатывания таких устройств должно находиться в широком временном диапазоне, во всяком случае – от нескольких микросекунд до секунд. При этом обеспечение миллисекундного диапазона временных уставок известными замедлительными устройствами является труднодостижимым, что создаёт определённую проблему при разработке перспективных изделий.

<sup>1</sup> Военная академия Ракетных войск стратегического назначения имени Петра Великого Министерства обороны Российской Федерации, Россия, Московская область, г. Балашиха.

Military Academy of Strategic Missile Forces named after Peter the Great of the Ministry of Defense of the Russian Federation, Russia, Moscow region, Balashikha.

*The article covers the principle for development of ballistic type decelerating devices which provide millisecond range delay during transmission of detonation commands. The article presents the methodology for velocity calculation of firing pin throwing by detonation products of linear detonating charge.*

*Key words: decelerator; deceleration time; linear charge; detonation devices; firing pin.*

В общем случае задачи замедления детонационных команд обычно решаются с помощью замедлителей и замедлительных устройств, выполненных на основе штатных бризантных взрывчатых веществ (ВВ) или пиротехнических составов в различном конструктивном исполнении. Так, в качестве замедлителей детонационных команд используются прессованные или литые шашки и столбики из бризантных ВВ, взрывчатых составов или взрывчатых композиций. Они успешно применяются в конструкциях ряда взрывателей, взрывательных устройств, систем инициирования практически мгновенного действия (с замедлениями от нескольких микросекунд до миллисекунды) путём включения их в состав взрывных

<sup>2</sup> ФГУП «НПО имени С.А. Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.

Federal Enterprise «Lavochkin Association», Russia, Moscow region, Khimki.

## ЗАМЕДЛИТЕЛЬ ДЕТОНАЦИОННЫХ КОМАНД БАЛЛИСТИЧЕСКОГО ТИПА МИЛЛИСЕКУНДНОГО ДИАПАЗОНА

цепей (Бабкин А.В., Вельдаков В.А., Грязнов Е.Ф. и др., 2008; Зебрин Дэвид Томсон, 1981).

В пиротехнических замедлителях используются заряды быстро- или медленногорящих взрывчатых материалов: дымный порох, малогазовые пиротехнические составы в виде прессованных столбиков разной высоты, колец, «спиралей» и др. Такие замедлители входят в конструкции подавляющего большинства контактных механических взрывателей, дистанционных взрывателей и трубок, средств инициирования (капсюлей-детонаторов и электродетонаторов) короткозамедленного и замедленного действия (Бабкин А.В., Вельдаков В.А., Грязнов Е.Ф. и др., 2008; Граевский М.М., 2000; Демьяненко Д.Б. и др., 2012; Котомин А.А. и др., 2015; *Вспомогательные системы...*, 1970). Как правило, их применяют для обеспечения времени замедления в секундном диапазоне. При этом разброс времени замедления пиротехнических замедлителей от номинального значения может достигать  $\pm 12...50\%$  в интервале температур  $\pm 50^\circ\text{C}$ . Последнее объясняется тем, что скорость горения пиротехнических составов зависит как от внешнего давления и начальной температуры заряда, так и от плотности запрессовки, высоты столбика (или длины кольца), от материала оболочки, в которую запрессован состав, и её геометрических размеров, устройства для устранения перемещения остатков заряда и образующихся продуктов сгорания и т.д., а также от мощности источника воспламенения и конструкции камеры сгорания. Максимальная скорость горения пиротехнических замедлительных составов (или быстрогорящих малогазовых составов), достигнутая к настоящему времени, составляет порядка 500 мм/с (Котомин А.А. и др., 2015). Для обеспечения времени замедления миллисекундного диапазона высота запрессовки пиросостава должна быть в пределах 0,5...5,0 мм, что в технологическом плане представляет определённую сложность.

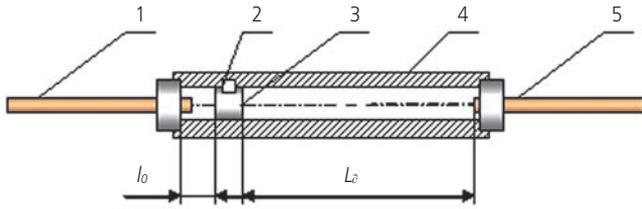
Достижение уставок времени миллисекундного диапазона может быть, по-видимому, обеспечено в той или иной мере использованием в пиротехнических замедлителях конвективных режимов горения, однако стабильность таких процессов, в особенности в условиях вакуума и широкого температурного диапазона, вызывает сомнение. Кроме того, использование таких режимов связано с определёнными трудностями при организации стабильного перехода от горения к нормальной детонации, технологическими трудностями изготовления зарядов с диаметром, превышающим критическое значение, которое для таких условий будет составлять несколько миллиметров, и др.

В последние годы разработаны так называемые герметизированные замедлительные модули, представляющие собой стальные втулки (колпачки) с наружным диаметром 6,2 мм и высотой от 10 до 50 мм.

Во втулки запрессованы малогазовые замедлительные составы, воспламенительно-герметизирующий состав и, при необходимости, концевой заряд, обеспечивающий либо требуемый выходной огневой импульс замедлительного модуля, либо переход от горения к детонации, либо замыкание электроконтактов электропроводными продуктами сгорания и т.д. (Котомин А.А. и др., 2015). Достоинствами замедлительных модулей являются простота конструкции и малое время, требуемое для установки заданных временных интервалов, более высокая точность выдачи команд за счёт герметизирования модулей при сгорании специальных воспламенительно-герметизирующих составов. Однако все остальные перечисленные ранее недостатки, присущие пиротехническим замедлителям, остаются. Так, верхние значения температурного коэффициента  $k_T$  скорости горения для быстрогорящих малогазовых составов могут достигать 20%, что вряд ли можно считать удовлетворительным для большинства бортовых систем автоматики ракетно-космической техники.

В некоторых современных электродетонаторах (ЭД), дистанционных и дистанционно-контактных взрывательных устройствах (ВУ) применяются электронные замедлители детонационных команд на базе специализированных больших интегральных микросхем (другое прочно закрепившееся их название – микрочипы) (Граевский М.М., 2000). Основным элементом данных замедлителей является электронное временное устройство, обеспечивающее высокую точность отсчёта установленного времени (с погрешностью на уровне долей процента) без использования прецизионных элементов в задающем генераторе специального электронного взрывного прибора или аппаратуры дистанционного управления пуском снаряда (ракеты). Помимо высокой точности программирования временных интервалов, электронные временные устройства обладают повышенной безопасностью в отношении блуждающих токов любого происхождения, невозможностью несанкционированного срабатывания от любого источника тока, кроме специального взрывного прибора, причём именно такого, у которого установленный код безопасности идентичен настройке электронной схемы в ЭД (или ВУ). Кроме того, они обладают возможностью автоматической проверки состояния электровзрывной сети и блокирования процесса взрыва при невыполнении условий безотказности. Однако электронные временные устройства нестойки к мощным ионизирующим излучениям, требуют включения в конструкции устройств специальных взрывных приборов.

Альтернативным решением достижения времени задержки в миллисекундном диапазоне может стать применение замедлительных устройств, выполненных по баллистической схеме на основе детонирующей



1 – активный удлиненный заряд; 2 – стопор; 3 – боек-ударник; 4 – ствол; 5 – пассивный удлиненный заряд.

**рисунок 1.** Схема замедлителя детонационных команд баллистического типа

щих удлиненных зарядов (УЗ) в металлических оболочках. Схема замедлителя детонационных команд баллистического типа представлена на рисунке 1.

Принцип работы замедлителя заключается в метании продуктами детонации активного удлиненного заряда – 1, ударника – 3, который разгоняется по стволу – 4 и, воздействуя на пассивный удлиненный заряд – 5, возбуждает в нём детонацию. Время замедления будет определяться баллистическими характеристиками устройства, скоростью и временем движения ударника по стволу. Одновременно устройство исполняет роль взрывного диода, исключая обратную связь в цепях разведения детонационных команд.

Применение УЗ на основе индивидуальных высокобризантных ВВ обусловлено тем, что такие заряды практически не чувствительны к действию электростатических и электромагнитных полей, обладают высокой радиационной и термической стойкостью. Экспериментально установлено, что облучение зарядов в металлической оболочке дозами до  $10^5$  Гр не влияет на их основные взрывчато-технические характеристики. Заметим, что для условий среднего космоса верхним пределом радиационных нагрузок принято считать интегральную поглощённую дозу излучения в пределах  $10^2 \dots 10^3$  Гр. Для дальнего космоса эти нагрузки могут находиться в диапазоне  $10^3 \dots 10^6$  Гр. Кроме того, наличие металлической оболочки оказывает существенное влияние на критические параметры инициирования УЗ в сторону их уменьшения. Экспериментально установлено (таблица 1), что критическая скорость соударения стального бойка с УЗ малого калибра при торцевой схеме нагружения

в зависимости от толщины и материала оболочки не превышает 400 м/с, что положительно сказывается на массово-габаритных характеристиках замедлителя.

Метание ударника в замедлителе продуктами детонации УЗ позволяет обеспечить достижение требуемого времени замедления миллисекундного диапазона с одновременным резким снижением разброса рабочих характеристик, поскольку заряды высокобризантных взрывчатых веществ имеют достаточно стабильные характеристики в различных условиях применения. Известно (*Физика взрыва*, 2002), что скорость детонации бризантных ВВ не зависит от внешних условий и определяется в основном лишь состоянием заряда: его диаметром, плотностью снаряжения, а также наличием и характеристиками оболочки.

Рассчитать скорость метания ударника продуктами детонации УЗ с помощью известных положений внутренней баллистики ствольных систем не представляется возможным. При взрыве заряда только часть продуктов детонации затекает в «запоршневой» объём до момента разрушения оболочки. В последующем в зарядной камере открывается сопло, через которое продукты детонации начинают истекать в противоположном направлении, сбрасывая давление в ней. С учётом этих особенностей и был выполнен расчёт скорости метания.

Закон движения ударника:

$$m_y \frac{dv_y}{dt} = p_{зк} S_0, \quad (1)$$

где  $m_y$  – масса ударника;

$v_y$  – скорость ударника;

$p_{зк}$  – давление в зарядной камере;

$S_0 = \frac{\pi d_0^2}{4}$  – площадь сечения канала ствола;

$t$  – время движения.

Закон адиабатического расширения продуктов взрыва:

$$p = p_0 \left( \frac{\rho}{\rho_0} \right)^\gamma, \quad (2)$$

где  $p_0$  – начальное давление в зарядной камере;

$\rho_0$  – начальная плотность газов;

$\rho$  – текущая плотность газов;

$\gamma$  – показатель адиабаты для продуктов взрыва.

Текущую плотность  $\rho$  можно рассчитать, решив систему уравнений:

**таблица 1** – Значения критических параметров инициирования УЗ в зависимости от толщины и материала оболочки

диаметр заряда $d_z$ , мм	плотность снаряжения $\rho_0$ , г/см <sup>3</sup>	толщина оболочки $\delta_{см}$ , мм	материал оболочки			
			медь		алюминий	
			$p_{уз}^*$ , ГПа	$u_{зз}^*$ , м/с	$p_{уз}^*$ , ГПа	$u_{зз}^*$ , м/с
1,96	1,56	0,42	1,5	390	4,4	380
		0,62	1,2	330	1,3	370
		0,92	0,8	240	1,2	330
		1,22	0,8	240	1,2	330
		1,85	0,8	240	1,2	330

## ЗАМЕДЛИТЕЛЬ ДЕТОНАЦИОННЫХ КОМАНД БАЛЛИСТИЧЕСКОГО ТИПА МИЛЛИСЕКУНДНОГО ДИАПАЗОНА

$$\left. \begin{aligned} \rho_0 &= \frac{m_{\Gamma 0}}{W_0} \\ \rho &= \frac{m_{\Gamma 0} - \int_0^t \dot{m}_{\Gamma} dt}{W_0 + S_0 x} \end{aligned} \right\} \quad (3)$$

где  $m_{\Gamma 0}$  – начальная масса толкающего газа;

$W_0$  – начальный объём зарядной камеры;

$x$  – координата;

$\dot{m}_{\Gamma} = \frac{dm_{\Gamma}}{dt}$  – скорость истечения (расход) газа

через отверстие-очко;

$m_{\Gamma}$  – текущая масса толкающего газа.

Примем следующее допущение. В строгой постановке

$$m_{\Gamma 0} = m_{\text{ПВ}} + m_a, \quad (4)$$

где  $m_{\text{ВП}}$  – масса продуктов взрыва, затекших в зарядную камеру при детонации удлинённого заряда;

$m_a$  – масса среды (например воздуха), содержащейся в зарядной камере до момента срабатывания взрывной катапульты.

Вполне допустимо утверждение, что  $m_a \ll m_{\text{ПВ}}$ , и, таким образом, можно принимать

$$m_{\Gamma 0} = m_{\text{ПВ}}, \quad (5)$$

т.е. в дальнейшем расчёте наличием воздуха в зарядной камере можно пренебречь, и, следовательно, учитывать только динамику истечения и расширения продуктов взрыва.

Произведём ряд несложных преобразований, исходя из следующих соображений:

$$v = \frac{dx}{dt}; \quad \frac{dv}{dt} = \frac{dv}{dx} \cdot \frac{dx}{dt} = v \frac{dv}{dx}.$$

Введя безразмерную координату  $\lambda$

$$\lambda = \frac{x}{l_0},$$

где  $l_0 = \frac{W_0}{S_0}$  – приведённая начальная длина заряд-

ной камеры, получим

$$\frac{dv}{dx} = \frac{dv}{d\lambda} \cdot \frac{d\lambda}{dx} = \frac{1}{l_0} \frac{dv}{d\lambda}.$$

Таким образом, имеем

$$\frac{dv}{dt} = \frac{v}{l_0} \frac{dv}{d\lambda}.$$

Теперь преобразуем уравнение (2) с учётом (3):

$$\frac{\rho}{\rho_0} = \frac{m_{\Gamma 0} - \int_0^t \dot{m}_{\Gamma} dt}{W_0 + S_0 x} \cdot \frac{W_0}{m_{\Gamma 0}} = \frac{1 - \dot{m}_{\Gamma 0} \int_0^t \dot{m}_{\Gamma} dt}{1 + \lambda}.$$

Следовательно,

$$P = \frac{p}{p_0} = \left( \frac{1 - \frac{1}{m_{\Gamma 0}} \int_0^t \dot{m}_{\Gamma} dt}{1 + \lambda} \right)^{\gamma}. \quad (6)$$

Далее, подставляя (5) и (6) в (1) и учитывая, что  $p = p_0 P$ , а  $S_0 l_0 = W_0$ , получаем

$$v dv = \frac{p_0 W_0}{m} \left( \frac{1 - \frac{1}{m_{\Gamma 0}} \int_0^t \dot{m}_{\Gamma} dt}{1 + \lambda} \right)^{\gamma} d\lambda. \quad (7)$$

Уравнение (7) получено в предположении, что никаких энергопотерь во взрывной катапульте нет. Такое допущение не является строгим. Более строгое допущение, обычно принимаемое в классической внутренней баллистике, состоит в том, что учёт энергопотерь производят опосредованно, путём некоего утяжеления метаемого тела. Реальную массу  $m$ , ударника заменяют фиктивной массой  $m_{\phi}$ :

$$m_{\phi} = \varphi m_y,$$

где  $\varphi$  – коэффициент учёта второстепенных работ или коэффициент фиктивности.

Для нашего случая вполне можно принять

$$\varphi \approx 1 + \frac{1}{3} \frac{m_{\Gamma 0}}{m_y}. \quad (8)$$

С учётом (8) уравнение (7) примет вид

$$v dv = \frac{3p_0 W_0}{3m_y + m_{\Gamma 0}} \left( \frac{1 - \frac{1}{m_{\Gamma 0}} \int_0^t \dot{m}_{\Gamma} dt}{1 + \lambda} \right)^{\gamma} d\lambda. \quad (9)$$

Преобразуем теперь интеграл в правой части уравнения (9). Принимая образующееся (после детонации удлинённого заряда) в торцевой части зарядной камеры сопло-очко близким по форме к соплу Ловала, расход, истекающих через него газов, представим в виде

$$\dot{m}_{\Gamma} = S_U \cdot A \cdot P, \quad (10)$$

где  $S_U$  – площадь сечения сопла-очка,  $S_U = \frac{\pi d_c^2}{4}$ ;

$A$  – коэффициент расхода.

В свою очередь, коэффициент  $A$  можно представить в виде

$$A = \sqrt{\gamma} \left( \frac{2}{\gamma + 1} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} \cdot \frac{1}{\sqrt{RT}}, \quad (11)$$

где  $R$  – газовая постоянная, отнесённая к одному кг газа;

$T$  – температура газа.

Следовательно,

$$\dot{m}_{\Gamma} = S_U \sqrt{\gamma} \left( \frac{2}{\gamma + 1} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} \cdot \frac{p}{RT}.$$

Учитывая, что

$$RT = p \frac{1}{\rho},$$

будем иметь

$$\dot{m}_{\Gamma} = S_U \sqrt{\gamma} \left( \frac{2}{\gamma + 1} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} \cdot \sqrt{p\rho}. \quad (12)$$

Вполне очевидно, что

$$p = p_0 \left( \frac{\rho}{\rho_0} \right)^\gamma; \quad \rho_0 = \frac{m_{r0}}{W_0}.$$

Тогда

$$pp = p_0 \rho_0 \frac{p}{\rho_0} \cdot \frac{\rho}{\rho_0} = p_0 \frac{m_{r0}}{W_0} \left( \frac{p}{p_0} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma}}, \quad (13)$$

откуда

$$\dot{m}_r = S_U \sqrt{\gamma \left( \frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}} \cdot \sqrt{p_0 \frac{m_{r0}}{W_0}} \cdot \Pi^{\frac{\gamma+1}{2\gamma}} \quad (14)$$

или

$$\frac{\dot{m}_r}{m_{r0}} = S_U \sqrt{\gamma \left( \frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}} \cdot \sqrt{\frac{p_0}{m_{r0} W_0}} \cdot \Pi^{\frac{\gamma+1}{2\gamma}}. \quad (15)$$

Введём новые выражения:

1.  $V = \frac{v}{c_0}$  – безразмерная скорость ударника, нормированная к начальной скорости  $c_0$  звука в зарядной камере, определяемой из выражения

$$c_0 = \sqrt{\gamma \frac{p_0}{\rho_0}} = \sqrt{\gamma \frac{p_0 W_0}{m_{r0}}}; \quad (16)$$

2.  $\tau = \frac{t}{t_0}$  – безразмерное время, нормированное к времени  $t_0 = \frac{l_0}{c_0}$ .

Тогда

$$v dv = c_0^2 V dV, \quad (17)$$

$$dt = t_0 d\tau = \frac{l_0}{c_0} dt. \quad (18)$$

Подставляя (17) в (9), находим

$$\begin{aligned} v dv &= \frac{3p_0 W_0 \cdot m_{r0}}{(3m + m_{r0}) \cdot \gamma p_0 W_0} \left( \frac{1 - \frac{1}{m_{r0}} \int_0^t \dot{m}_r dt}{1 + \lambda} \right)^\gamma d\lambda = \\ &= \frac{1}{\left( \frac{m}{m_{r0}} + \frac{1}{3} \right)^\gamma} \cdot \left( \frac{1 - \int_0^t \dot{m}_r / m_{r0} dt}{1 + \lambda} \right)^\gamma d\lambda. \end{aligned} \quad (19)$$

Подставив (18) в (15), получим

$$\int_0^t \frac{\dot{m}_r}{m_{r0}} dt = \int_0^\tau S_U \sqrt{\gamma \left( \frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}} \sqrt{\frac{p_0}{m_{r0} W_0}} \cdot \frac{l_0}{\sqrt{\gamma \frac{p_0 W_0}{m_{r0}}}}. \quad (20)$$

$$\cdot \Pi^{\frac{\gamma+1}{2\gamma}} dt = S_U \sqrt{\gamma \left( \frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}} \cdot \frac{1}{S_0} \int_0^\tau \Pi^{\frac{\gamma+1}{2\gamma}} dt.$$

Обозначив дополнительно

$$\beta = \sqrt{\left( \frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}}; \quad \sigma = \frac{S_U}{S_0},$$

и подставив (20) в (19), будем иметь

$$V = \sqrt{\frac{1}{\left( \frac{m_y}{m_{r0}} + \frac{1}{3} \right)^\gamma} \int_0^\lambda \left( \frac{1 - \sigma \beta \int_0^\tau \Pi^{\frac{\gamma+1}{2\gamma}} d\tau}{1 + \lambda} \right)^\gamma} d\lambda. \quad (21)$$

Уравнение (21) позволяет рассчитать безразмерную скорость  $V$  через безразмерное давление  $\Pi = \frac{p}{p_0}$ , безразмерную координату  $\lambda = \frac{x}{l_0}$ , безразмерное время  $\tau = \frac{tc_0}{l_0}$  при заданных значениях безразмерной массы  $\frac{m_y}{m_{r0}}$  бойка-ударника, безразмерного сечения  $\sigma = \frac{S_U}{S_0}$  числа  $\gamma$  и  $\beta = \beta(\gamma)$ .

Решить это уравнение можно только численно. Алгоритм счёта состоит в следующем:

- задаются исходными данными  $\gamma; \frac{m_y}{m_{r0}}; \sigma;$
- для выбранных значений  $\gamma$  рассчитывают  $\beta;$
- устанавливают шаг интегрирования по приведенной координате  $\lambda$  (например  $\Delta\lambda=0,1$ ) и методом итераций определяют отношение  $\frac{m_y}{m_{r0}}$ .

Для связи параметров  $\lambda$  и  $t$  можно воспользоваться уравнениями:

$$dv = \frac{p S_0}{m} dt \text{ и } dx = v dt. \quad (22)$$

В результате получают набор кривых  $V = V(\lambda)$ , причём каждая кривая будет соответствовать определенной комбинации параметров  $\gamma, \sigma, \frac{m_y}{m_{r0}}$ . Теперь для конкретного УЗ с известными геометрическими характеристиками по заданной массе метаемого тела и размерам катапульты можно определить скорость взрывного метания.

При расчётах следует учитывать два обстоятельства, которые играют существенную роль в определении скорости ударника.

Во-первых, как установлено ранее, масса толкающего газа зависит не только от количества ВВ, которое непосредственно находится в зарядной камере, но и от доли продуктов детонации, поступающих из предкамерного пространства. Рассчитать эту массу можно, исходя из следующих соображений. Положим, что время движения продуктов взрыва в направлении детонационной волны определяется моментом разрушения оболочки удлиненного заряда, назовём это время  $t^*$ . За это время детонационная волна пробегает расстояние

$$z^* = D t^*, \quad (23)$$

где  $D$  – скорость детонации удлиненного заряда.

## ЗАМЕДЛИТЕЛЬ ДЕТОНАЦИОННЫХ КОМАНД БАЛЛИСТИЧЕСКОГО ТИПА МИЛЛИСЕКУНДНОГО ДИАПАЗОНА

Значит, в зарядную камеру поступят продукты детонации, занимающие объём

$$W^* = \frac{\pi}{4} d_e^2 (z^* + l_{ВД}) \quad (24)$$

где  $l_{ВД}$  – длина отрезка УЗ, непосредственно находящегося в зарядной камере.

Отсюда масса толкающего газа может быть рассчитана из выражения

$$m_{ГО} \approx \frac{\pi}{4} \rho_e d_e^2 (l_{ВД} + z^*) \quad (25)$$

Понятно, что для определения  $m_{ГО}$  необходимо знать  $t^*$  для каждого калибра удлиненного заряда. Для этого воспользуемся предположением, что максимальная скорость разлёта оболочки УЗ соответствует моменту её разрушения.

Будем считать, используя выражение, полученное в (Бабкин А.В., Вельдаков В.А., Грязнов Е.Ф. и др., 2008), что

$$v_{ос} = \frac{D}{2} \sqrt{\frac{\omega}{2m_{ос}} \left[ 1 - \left( \frac{r}{r_0} \right)^4 \right]}, \quad (26)$$

где  $v_{ос}$  – скорость разлёта осколков оболочки;

$\omega$  – масса ВВ на единице длины;

$m_{ос}$  – масса оболочки;

$r_0, r$  – начальный и текущий радиус оболочки УЗ.

Обозначим

$\frac{t}{\tau} = \theta^*$  – безразмерное время,

где  $\tau = \frac{r_0}{D}$ ;  $\frac{r}{r_0} = \mu$  – безразмерный радиус;

$$\sqrt{\frac{\omega}{2m_{ос}}} = K \text{ – параметр, зависящий от характери-}$$

стик УЗ.

Следовательно,

$$\begin{aligned} dt &= \tau d\theta^*, \\ dr &= r_0 d\mu. \end{aligned} \quad (27)$$

Преобразуем уравнение (26) к виду

$$v_{ос} = \frac{dr}{dt} = \frac{r_0}{\tau} \frac{d\mu}{d\theta^*} = \frac{D}{2} K \sqrt{1 - \mu^4}. \quad (28)$$

Из (27) и (28) имеем

$$\frac{d\mu}{d\theta^*} = \frac{\tau}{r_0} \frac{D}{2} K \sqrt{1 - \mu^4} = \frac{K}{2} \sqrt{1 - \mu^4} \quad (29)$$

или

$$\frac{d\mu}{\sqrt{1 - \mu^4}} = \frac{K}{2} d\theta^*. \quad (30)$$

Построив по уравнению (29) график зависимости  $\theta^* = \theta(\mu)$ , можно рассчитать время, соответствующее моменту разрушения оболочки удлиненного заряда.

Анализ зависимости  $v = f(\mu)$  показывает, что для УЗ малого калибра в медных оболочках можно принимать  $\mu = 2$ . Таким образом, с достаточной для практики точностью можно полагать, что разрушение оболочки УЗ наступает тогда, когда её радиус вдвое

превысит начальное значение. Теперь по найденному значению  $\mu$  несложно рассчитать безразмерное время  $\theta^*$  и соответственно  $t^*$ .

В таблице 2 приведены расчётные значения критического времени разрушения оболочки УЗ.

**таблица 2** – Расчётные значения критического времени разрушения оболочки УЗ

калибр заряда	$r_0$ , мм	$\tau$ , $10^{-6}$ с	$t^*$ , $10^{-6}$ с	$z^*$ , мм
УЗ-2,8	0,98	0,13	0,43	3,35
УЗ-3,8	1,37	0,18	0,59	4,60
УЗ-4,2	1,58	0,20	0,66	5,15

Для этих же УЗ в таблице 3 определена масса толкающего газа по уравнению (25).

**таблица 3** – Расчётные значения  $m_{ГО}$  для некоторых калибров УЗ

калибр заряда	$\rho_e$ , г/см <sup>3</sup>	$d_e$ , мм	$l_{ВД}$ , мм	$m_{ГО}$ , г
УЗ-2,8	1,58	1,96	10	0,064
УЗ-3,8	1,57	2,74	10	0,135
УЗ-4,2	1,58	3,12	10	0,184

Во-вторых, после взрыва активного удлиненного заряда в торце камеры образуется сопло-очко, размеры которого зависят от калибра УЗ и материала корпуса катапульты. Экспериментально установлено, что для УЗ малого калибра диаметр образующегося в стальной перемычке сопла-очка превышает калибр  $d_z$  заряда примерно в 1,6 раза. Следовательно, при расчёте скорости взрывного метания площадь  $S_u$  сечения сопла может быть вычислена из выражения

$$S_u \approx 4\pi d_z^2. \quad (31)$$

Из анализа уравнения (21) следует, что скоростью метания ударника можно варьировать различными способами: изменять массу ударника при заданных характеристиках удлиненного заряда, либо при постоянной массе ударника изменять характеристики заряда, либо при постоянных массе ударника и характеристиках заряда изменять условия заряжания.

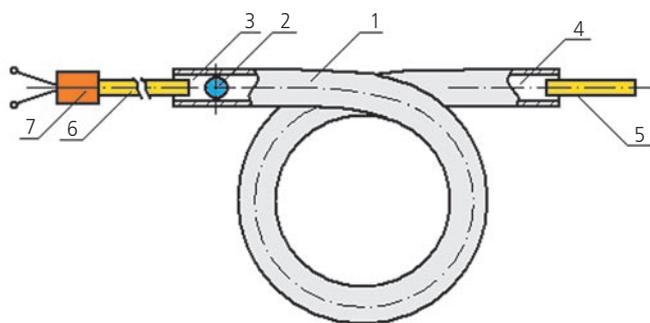
Выполненные с учётом полученных данных расчёты показали, что максимальное отклонение расчётных значений скорости взрывного метания от экспериментальных не превышает 15%, что вполне допустимо для инженерных расчётов.

Заметим одно немаловажное обстоятельство. Набор скорости ударника при взрывном метании происходит очень быстро и достигает максимального значения при малых  $\lambda$ . Дальнейшее движение метательного тела по каналу ствола происходит по инерции. Естественно, что вследствие действия сил трения и сопротивления среды скорость ударника должна падать. Однако выполненные нами тестовые

испытания показали, что при практическом проектировании устройств задержки детонационных команд влиянием этих сил на конечную скорость метания можно пренебречь. Так, уменьшение длины ствола метательной установки в два раза приводит к изменению скорости не более чем на два процента. Следовательно, движение ударника по каналу ствола после быстрого разгона происходит практически с постоянной скоростью. Это обстоятельство позволяет в реальных устройствах задать требуемое время замедления путём простого перемещения пассивного УЗ по каналу ствола. При этом расстояние перемещения будет пропорционально времени замедления.

На основании предлагаемого расчёта баллистических взрывных систем метания и экспериментальных исследований по чувствительности УЗ к удару быстролетящим телом можно определить линейные габариты взрывной катапульти и другие характеристики устройства задержки детонационных команд.

Для большей компактности устройства корпус его может выполняться в виде изогнутой или закрученной в спираль трубы, а в качестве бойка-ударника может быть использован металлический шарик (рисунк 2).



**1** – корпус; **2** – боек-ударник; **3** – «предпоршневой» объём (зарядная камера); **4** – «запоршневой» объём (ствол); **5** – пассивный (основной) заряд; **6** – активный (метательный) заряд; **7** – средство взрывания.

**рисунок 2.** Схема замедлителя детонационных команд баллистического типа с криволинейным стволом

Вполне очевидно, что при метании шарика инициирование детонации в снаряжении пассивного УЗ наступает при значительно больших скоростях соударения по сравнению с плоской схемой нагружения. Снижение критических параметров инициирования может быть достигнуто путём формирования на торцевой поверхности заряда выемки по профилю сферического ударника. Такой технологический прием ведет к увеличению площади контакта «ВВ – ударник» и к изменению интервала времени между моментами нагружения снаряжения и оболочки удлиненного заряда, что существенным образом влияет на критические условия инициирования детона-

ции в УЗ. Экспериментально установлено, что при такой подготовке инициирование детонации в УЗ, например калибром 3,8 мм, наступает уже при скорости 180 м/с сферического бойка диаметром 7 мм. Последнее означает, что имеется возможность укоротить ствол катапульти. С другой стороны, в целях метания ударника могут быть использованы удлиненные заряды с меньшим диаметром  $d_0$  снаряжения, что позволит заметно снизить ударно-волновые нагрузки, действующие на конструкции объекта.

На основании предлагаемого расчёта баллистических взрывных систем метания и экспериментальных исследований по чувствительности УЗ к удару быстролетящим телом можно определить линейные габариты взрывной катапульти и другие характеристики устройства задержки детонационных команд.

Замедлитель детонационных команд баллистического типа позволяет обеспечить получение – с высокой степенью надёжности, повышенной безопасностью и достаточной точностью – гарантированных задержек детонационных команд миллисекундного диапазона вне зависимости от факторов окружающего пространства и без дополнительного энергопотребления.

## список литературы

Бабкин А.В., Вельдаков В.А., Грязнов Е.Ф. и др. Средства поражения и боеприпасы: учебник / Под общ. ред. В.В. Селиванова. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2008. 984 с.

Вспомогательные системы ракетно-космической техники / Под ред. И.В. Тишунина. М.: Мир, 1970. 400 с.

Граевский М.М. Справочник по электрическому взрыванию зарядов вв. Изд. 2-е перераб. и доп. М.: Рандеву-АМ, 2000. 448 с.

Демьяненко Д.Б., Дудырев Д.С., Ефанов В.В., Страхов И.Г. и др. Пиротехнические временные устройства для объектов космической техники // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2012. № 3 (14). С. 35-39.

Зебрин Дэвид Томсон. Детонирующее устройство // Патент СССР № 852183, МПК F42В 3/18. Приоритет 03.10.75. Зарегистрировано в Государственном реестре изобретений и открытий СССР 30.07.81. Бюл. № 28.

Котомин А.А., Душенок С.А., Демьяненко Д.Б., Ефанов В.В. Новое поколение систем пировавтоматики КА – результат успешного сотрудничества // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2015. № 3 (29). С. 48-54.

Физика взрыва / Под ред. Л.П. Орленко. Изд. 3-е, перераб. В 2-х т. Т. 1. М.: ФИЗМАТЛИТ, 2002. 832 с.

Статья поступила в редакцию 15.02.2016 г.

## ОПТИМАЛЬНОЕ УПРАВЛЕНИЕ КОСМИЧЕСКИМ АППАРАТОМ ПРИ СПУСКЕ В АТМОСФЕРЕ МАРСА

## OPTIMAL CONTROL OF A SPACECRAFT DURING DESCENT IN MARS ATMOSPHERE



**М.М. Матюшин<sup>1</sup>**,  
доктор технических наук,  
mccm@mcc.rsa.ru;  
**M.M. Matjushin**



**Н.Л. Соколов<sup>1</sup>**,  
старший научный сотрудник,  
кандидат технических наук,  
sokolov@mcc.rsa.ru;  
**N.L. Sokolov**



**В.М. Овечко<sup>1</sup>**,  
ovechko@mcc.rsa.ru;  
**V.M. Ovechko**

*В статье исследуется оптимальное управление КА при движении в атмосфере Марса. В качестве критерия оптимальности используется минимум конечной скорости. Разработан метод расчета траекторий КА, основанный на формализме принципа максимума Понтрягина. Показана высокая эффективность применения двухпараметрического управления КА. Полученные результаты могут использоваться при выполнении проектов исследования Марса и других планет.*

*Ключевые слова: оптимальное управление; метод расчёта; принцип максимума; космический аппарат; аэродинамическое качество; минимизация конечной скорости.*

### ВВЕДЕНИЕ

Проблеме определения оптимального управления КА при его спуске в атмосфере посвящён ряд работ отечественных и зарубежных авторов (Авдеевский В.С., Антонов Б.М., Анфимов Н.А. и др., 1972; Андриевский В.В., 1970; Воронцов В.А., Говоренко Г.С., Малышев В.В., Пичхадзе К.М. и др., 2014; Голомазов М.М., Финченко В.С., 2013; Иванов Н.М., Мартынов А.И., 1985; Иванов Н.М., Мартынов А.И., 1977; Лох У., 1966; Хартон В.В., Мартынов М.Б., Лукьянчиков А.В., Алексашкин С.Н., 2014; Чепмен Д.Р., 1962; Шкадов Л.М., Буханова Р.С., Илларионов В.Ф., Плохих В.П., 1972; Эйсмонт Н.А., 1972; Ярошевский В.А., 1964; Griffin J.W.,

*The article deals with optimal control of a spacecraft during motion in Mars atmosphere. The minimum of final velocity is used as an optimality criterion.*

*The method of spacecraft trajectory calculation is developed on the basis of the formalism of Pontryagin maximum principle. High efficiency of spacecraft two-parameter control is described. The obtained results can be used for the projects aimed at exploration of Mars and other planets.*

*Key words: optimal control; calculation method; maximum principle; spacecraft; aerodynamic characteristic; final velocity minimization.*

Vinh N.X., 1971; Hiltz A.A., Florense D.E., Low D.L., 1968; Okhotsimsky D.E., Golubiev Y.F., Sikharulidze Y.G., 1978). Известны работы, где рассматривается управление КА углом крена на основе упрощённых математических моделей движения (Иванов Н.М., Мартынов А.И., 1977; Лох У., 1966; Чепмен Д.Р., 1962; Ярошевский В.А., 1964; Griffin J.W., Vinh N.X., 1971; Hiltz A.A., Florense D.E., Low D.L., 1968).

Найденные решения носят частный характер, а рассчитанные траектории полёта КА содержат большие погрешности. Вместе с тем, для определения оптимальных траекторий полёта КА в общей постановке

<sup>1</sup> ФГУП «ЦНИИмаш», Россия, Московская область, г. Королев.

Federal Enterprise «TsNIImash», Russia, Moscow region, Korolev.

представляется необходимым проведение исследований двухпараметрического управления углами крена  $g$  и атаки  $a$  для системы уравнений, описывающих пространственное движение КА.

Решение задач оптимального управления КА связано с рядом существенных трудностей. Уравнения движения КА с учетом влияния действующих на него сил не могут быть преобразованы к аналитическому виду, поэтому необходимо использование численных методов оптимизации, предусматривающих проведение итерационных процессов решения краевых задач (Авдеевский В.С., Антонов Б.М., Анфимов Н.А. и др., 1972; Иванов Н.М., Мартынов А.И., 1985; Шкадов Л.М., Буханова Р.С., Илларионов В.Ф., Плехин В.П., 1972; Эйсмонт Н.А., 1972; Okhotsimsky D.E., Golubiev Y.F., Sikharulidze Y.G., 1978). Практика показывает, что на точность и быстродействие решения таких задач значительно влияет выбор первого приближения граничных значений КА и вектора сопряженных переменных. При этом неудачный выбор первого приближения может привести к большой продолжительности решения задач, а также к несходимости вычислительного процесса в принципе.

Одно из перспективных направлений развития методологии управления КА состоит в разработке аналитических методов определения структуры оптимального управления КА, не предусматривающих применение сложных вычислительных процедур. В этом случае форма решения получается более наглядной, что облегчает проведение сравнительного анализа различных вариантов.

## 1. Постановка задачи оптимального управления КА

Движение КА в атмосфере описывается известной системой дифференциальных уравнений (Авдеевский В.С., Антонов Б.М., Анфимов Н.А. и др., 1972; Иванов Н.М., Мартынов А.И., 1985; Иванов Н.М., Мартынов А.И., 1977):

$$\begin{aligned} \frac{dV}{dt} &= -\frac{\rho V^2 C_x(\alpha) S}{2m} g \sin \theta - \omega^2 r \cos \varphi \times \\ &\times (\sin \varphi \sin \varepsilon \cos \theta - \cos \varphi \sin \theta); \\ \frac{d\theta}{dt} &= \frac{\rho V C_y(\alpha) S}{2m} \cos \gamma - \frac{g}{V} \cos \theta + \frac{V}{r} \cos \theta + \\ &+ 2\omega \cos \varphi \cos \varepsilon + \frac{\omega^2 r}{V} \cos \varphi \times \\ &\times (\sin \varphi \sin \varepsilon \sin \theta + \cos \varphi \cos \theta); \\ \frac{d\varepsilon}{dt} &= \frac{\rho V C_y(\alpha) S}{2m} \frac{\sin \gamma}{\cos \theta} - \frac{V}{r} \cos \theta \cos \varepsilon \operatorname{tg} \varphi \operatorname{tg} \varphi - \\ &- \frac{2\omega}{\cos \theta} (\cos \theta \sin \varphi - \sin \varepsilon \sin \theta \cos \varphi) - \\ &- \frac{\omega^2 r}{V} \sin \varphi \cos \varphi \frac{\cos \varepsilon}{\cos \theta}; \end{aligned}$$

$$\frac{dh}{dt} = V \sin \theta, \quad \frac{d\lambda}{dt} = \frac{V \cos \theta \cos \varepsilon}{r \cos \varphi}, \quad \frac{d}{dt} = \frac{V}{r} \cos \theta \sin \varepsilon;$$

$$r = R + h; \quad g = \frac{\mu}{r^2}; \quad K_\delta = \frac{C_y(\alpha)}{C_x(\alpha)}; \quad P_x = \frac{m}{C_x(\alpha) S}, \quad (1)$$

где  $V$  – скорость КА;  $\theta$  – угол наклона вектора скорости к местному горизонту;  $\varepsilon$  – угол между проекцией вектора скорости на местный горизонт и местной параллелью;  $h$  – высота полёта;  $\lambda$  и  $\varphi$  – геоцентрические долгота и широта соответственно;  $t$  – время полёта;  $m$  – масса КА;  $r$  – расстояние между центром планеты и центром масс КА;  $R$  – экваториальный радиус;  $\rho$  – плотность атмосферы;  $\mu$  – произведение постоянной притяжения на массу планеты;  $P_x$  – приведённая нагрузка на лобовую поверхность КА;  $K_\delta$  – аэродинамическое качество;  $C_x$  и  $C_y$  – аэродинамические коэффициенты лобового сопротивления и подъемной силы соответственно;  $S$  – площадь миделева сечения КА;  $\gamma$  – угол крена;  $\alpha$  – угол атаки;  $\omega$  – угловая скорость вращения планеты.

Значения управляющих параметров – углов атаки  $\alpha$  и крена  $\gamma$  – изменяются в следующих пределах:

$$0 \leq \alpha \leq \alpha_{\max}, \quad -\pi \leq \gamma \leq \pi. \quad (2)$$

Начальная точка траектории  $t=t_0$  соответствует моменту входа КА в атмосферу. При этом все значения начальных параметров КА известны:

$$\begin{aligned} V(t_0) &= V_0, \quad \theta(t_0) = \theta_0, \quad \varepsilon(t_0) = \varepsilon_0, \quad h(t_0) = h_0, \\ \lambda(t_0) &= \lambda_0, \quad \varphi(t_0) = \varphi_0. \end{aligned} \quad (3)$$

Конечная точка траектории  $t=t_k$  определяется моментом снижения спускаемого аппарата до заданной высоты:

$$h(t_k) = h_k. \quad (4)$$

Для достижения благоприятных условий введения в действие системы мягкой посадки КА необходимо обеспечение углов  $\theta_k$ , близких к  $-\frac{\pi}{2}$ .

В качестве основного критерия оптимальности будем использовать минимум конечной скорости:

$$J = V_k = \min.$$

Остальные конечные значения и критерий оптимальности  $V(t_k) = V_k = \min$  определяются в результате решения вариационной задачи.

Учитываются ограничения на максимально допустимые значения перегрузки, действующие на КА в процессе спуска в атмосфере:

$$q = n_{\max} - n_{\text{доп}} \leq 0. \quad (5)$$

Сформулируем задачу оптимального управления КА: для процессов, описываемых системой уравнений (1), требуется определить программу управления углами  $\alpha(t)$  и  $\gamma(t)$ , обеспечивающую экстремум функционала  $J$  при ограничениях (2), (5) и краевых условиях (3), (4).

## 2. Общий методический подход к оптимизации управления КА в атмосфере

Используя формализм принципа максимума Понтрягина (Понтрягин Л.С., Болтянский В.Г., Гамкрелидзе Р.В., Мищенко Е.Ф., 1969) запишем гамильтониан:

$$H = \sum_{i=1}^6 f_i \Psi_i = -\frac{\rho V^2 C_x(\alpha) S}{2m} \Psi_1 + \frac{\rho V C_y(\alpha) S}{2m} \times \\ \times \cos \gamma \Psi_2 + \frac{\rho V C_y(\alpha) S}{2m \cos \theta} \sin \gamma \Psi_3 + \Phi,$$

где  $\Phi$  – функция, не зависящая в явном виде от параметров  $\alpha$  и  $\gamma$ .

Сопряжённые переменные при движении КА внутри области допустимых значений имеют вид:

$$\frac{d\Psi_1}{dt} = -\frac{\partial H}{\partial V}, \quad \frac{d\Psi_2}{dt} = -\frac{\partial H}{\partial \theta}, \quad \frac{d\Psi_3}{dt} = -\frac{\partial H}{\partial \varepsilon}, \\ \frac{d\Psi_4}{dt} = -\frac{\partial H}{\partial h}, \quad \frac{d\Psi_5}{dt} = -\frac{\partial H}{\partial \lambda}, \quad \frac{d\Psi_6}{dt} = -\frac{\partial H}{\partial \varepsilon}. \quad (6)$$

При полёте КА по границам допустимой области фазового пространства переменные  $\Psi_i$  записываются следующим образом (Аноров В.П., 1967):

$$\frac{d\Psi_i^*}{dt} = -\frac{\partial H}{\partial x_i} + \Lambda \frac{\partial f}{\partial x_i},$$

где

$$f = \frac{\partial^v q}{\partial t^v}, \quad \Lambda = \frac{\partial H}{\partial u} / \frac{\partial f}{\partial u}, \\ x = x(V, \theta, \varepsilon, h, \lambda), \quad u = u(\alpha, \gamma).$$

Из условия максимума гамильтониана  $H$  получим формулы для определения законов оптимального управления углами крена и атаки:

$$\gamma = \operatorname{arctg} \frac{\Psi_3}{\Psi_2 \cos \theta}, \quad (7)$$

$$\frac{\partial C_y / \partial \alpha}{\partial C_x / \partial \alpha} = \frac{V \Psi_1 \cos \theta}{\Psi_2 \cos \theta \cos \gamma + \Psi_3 \sin \gamma}.$$

С учётом условия трансверсальности определим значения сопряжённых переменных и гамильтониана в конце траектории (Летов А.М., 1969)

$$\Psi_1(t_k) = 1, \\ \Psi_3(t_k) = \Psi_5(t_k) = \Psi_6(t_k) = H(t_k) = 0. \quad (8)$$

Учитывая, что в правых частях дифференциальных уравнений (1) не содержится в явном виде переменная  $\lambda$ , получим

$$\frac{d\Psi_5}{dt} = -\frac{\partial H}{\partial \lambda} = 0.$$

Сопоставляя это соотношение с условием равенства нулю переменной  $\Psi_5(t_k)$ , приходим к выводу, что  $\Psi_5(t) \equiv 0$  на всем участке полёта КА, т.е.:

$$\Psi_5(t_0) = \Psi_5(t_k) = 0 \quad (9)$$

Далее, из условия  $H(t_k) = 0$  составим дополнительное уравнение:

$$\frac{dV}{dt} + \frac{d\theta}{dt} \Psi_2 + \frac{dh}{dt} \Psi_4 = 0. \quad (10)$$

В результате поставленная задача сводится к решению краевой задачи для уравнений (1), (6), краевых условий (3), (4), (8)–(10) и ограничений (5).

Для упрощения поиска структуры оптимального управления КА разработан метод, базирующийся на введении ряда преобразований, в том числе на использовании допущений, обоснованных в работах (Иванов Н.М., Мартынов А.И., 1985; Иванов Н.М., Мартынов А.И., 1977; Чепмен Д.Р., 1962; Шкадов Л.М., Буханова Р.С., Илларионов В.Ф., Плохих В.П., 1972; Ярошевский В.А., 1964):

$$h \ll R, \\ \rho = \rho_0 \exp(-\beta h), \\ F_k + F_u \ll F_{zp} \ll F_a,$$

где  $F_k$ ,  $F_u$ ,  $F_{zp}$ ,  $F_a$  – кориолисова, центробежная, гравитационная и аэродинамическая силы соответственно;  $\rho_0$  – плотность атмосферы на поверхности планеты;  $\beta$  – логарифмический коэффициент изменения плотности атмосферы от высоты.

В результате система (1) перепишется в виде:

$$\frac{dV}{dt} = -\frac{\rho V^2 C_x S}{2m}, \quad \frac{d\theta}{dt} = \frac{\rho V C_y S}{2m} \cos \gamma - \rho V M_1, \\ \frac{d\varepsilon}{dt} = \frac{\rho V C_y S \sin \gamma}{2m \cos \theta} - \rho V M_2, \quad \frac{dh}{dt} = V \sin \theta, \\ \frac{d\lambda}{dt} = \frac{V \cos \theta \cos \varepsilon}{R \cos \varphi}, \quad \frac{d\varphi}{dt} = \frac{V}{R} \cos \theta \sin \varepsilon, \\ M_1 = \left( \left( \frac{gR}{V^2} - 1 \right) \right) \frac{\cos \theta}{\rho R}, \quad M_2 = \frac{\cos \theta \cos \varepsilon \operatorname{tg} \varphi}{\rho R}. \quad (11)$$

Следуя (Иванов Н.М., Мартынов А.И., 1985; Иванов Н.М., Мартынов А.И., 1977; Соколов Н.Л., 1988), будем считать  $M_1$  и  $M_2$  кусочно-постоянными функциями.

Введем замены переменных

$$dt = -dV \frac{2m}{\rho V^2 C_x S}, \\ z = -\ln \frac{V}{V_0}.$$

В результате получим систему, не содержащую аргумент  $z$ :

$$\frac{d\theta}{dz} = \frac{C_y}{C_x} \cos \gamma - \frac{2m M_1}{C_x S}, \\ \frac{d\varepsilon}{dz} = \frac{C_y}{C_x} \frac{\sin \gamma}{\cos \theta} - \frac{2m M_2}{C_x S},$$

$$\begin{aligned} \frac{d\rho}{dz} &= \frac{2m\beta\sin\theta}{C_x S}, \\ \frac{d\lambda}{dz} &= \frac{2m\cos\theta\cos\varepsilon}{\rho RC_x S \cos\varphi}, \\ \frac{d\varphi}{dz} &= \frac{2m\cos\theta\sin\varepsilon}{\rho RC_x S}. \end{aligned} \quad (12)$$

При  $z_0 \geq z \geq z_k$  гамильтониан и система уравнений сопряжённых переменных при движении КА внутри допустимой области фазовых координат запишутся следующим образом:

$$\begin{aligned} H &= \Psi_0 + \frac{C_y}{C_x} \cos\gamma \Psi_1 - \frac{2mM_1}{C_x S} \Psi_1 + \frac{C_y}{C_x} \times \\ &\times \frac{\sin\gamma}{\cos\theta} \Psi_2 - \frac{2mM_2}{C_x S} \Psi_2 - \frac{2m\beta\sin\theta}{C_x S} \Psi_3 + \\ &+ \frac{2m\cos\theta\cos\varepsilon}{\rho RC_x S \cos} \Psi_4 + \frac{2m\cos\theta\sin\varepsilon}{\rho RC_x S} \Psi_5; \end{aligned} \quad (13)$$

$$\begin{aligned} \frac{d\Psi_1}{dz} &= -\frac{\partial H}{\partial\theta} = -\frac{C_y}{C_x} \frac{\sin\gamma\sin\theta}{\cos^2\theta} \Psi_2 + \frac{2m\beta\cos\theta}{C_x S} \Psi_3 + \\ &+ \frac{2m\sin\theta\cos\varepsilon}{\rho RC_x S \cos} \Psi_4 + \frac{2m\sin\theta\sin\varepsilon}{\rho RC_x S} \Psi_5, \\ \frac{d\Psi_2}{dz} &= -\frac{\partial H}{\partial\varepsilon} = \frac{2m\cos\theta\sin\varepsilon}{\rho RC_x S \cos} \Psi_4 - \frac{2m\cos\theta\cos\varepsilon}{\rho RC_x S} \Psi_5, \\ \frac{d\Psi_3}{dz} &= -\frac{\partial H}{\partial\rho} = \frac{2m\cos\theta\cos\varepsilon}{\rho^2 RC_x S \cos} \Psi_4 + \frac{2m\cos\theta\sin\varepsilon}{\rho^2 RC_x S} \Psi_5, \\ \frac{d\Psi_4}{dz} &= -\frac{\partial H}{\partial\lambda} = 0, \\ \frac{d\Psi_5}{dz} &= -\frac{\partial H}{\partial\varphi} = -\frac{2m\cos\theta\cos\varepsilon\sin}{\rho RC_x S \cos^2\varphi} \Psi_4. \end{aligned} \quad (14)$$

По аналогии с формулой (7) законы изменения  $\alpha$  и  $\gamma$  определяются в результате решения системы

$$\begin{aligned} \frac{\partial C_y}{\partial\alpha} \cos\gamma \Psi_1 + \frac{\partial C_y}{\partial\alpha} \frac{\sin\gamma}{\cos\theta} \Psi_2 + \frac{\partial C_x}{\partial\alpha} \Psi_0 &= 0, \\ \operatorname{tg}\gamma &= \frac{\Psi_2}{\Psi_1 \cos\theta}. \end{aligned} \quad (15)$$

Граничные условия для сопряжённых переменных  $\Psi_i (i=0,1,\dots,5)$  при  $z=z_0$  и  $z=z_k$  получим из условия трансверсальности (Летов А.М., 1969)

$$\begin{aligned} I-H\delta - \Psi_0\delta z + \Psi_1\delta\theta + \Psi_2\delta\varepsilon + \Psi_3\delta\rho + \\ + \Psi_4\delta\lambda + \Psi_5\delta\varphi &= 0. \end{aligned} \quad (16)$$

В рамках предложенного метода можно записать общие формулы для определения сопряжённых переменных  $\Psi_0$  и  $\Psi_4$ :

$$\Psi_0 = \alpha_0, \Psi_4 = \alpha_4. \quad (17)$$

Поскольку  $H$  не зависит от аргумента  $z$ , справедливо соотношение

$$H = \alpha.$$

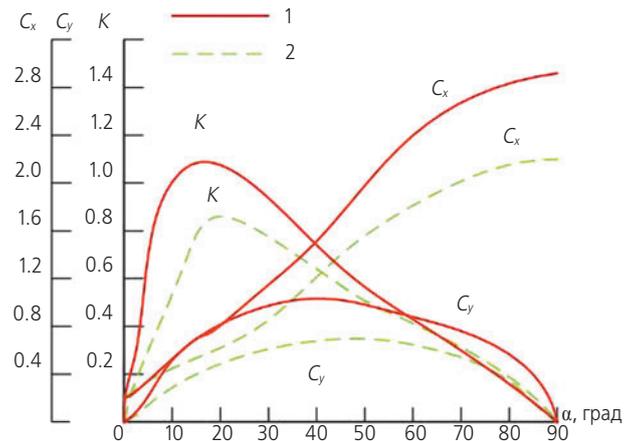
Это позволяет записать дополнительное уравнение связи:

$$\frac{d\theta}{dz} \Psi_1 + \frac{d\varepsilon}{dz} \Psi_2 + \frac{d\rho}{dz} \Psi_3 + \frac{d\varphi}{dz} \Psi_5 = \alpha - \alpha_0 - \frac{d\lambda}{dz} \alpha_4. \quad (18)$$

Разработанные соотношения (15), (17), (18) являются универсальными и применимыми для исследования широкого класса задач оптимального управления. Вместе с тем, этого недостаточно для окончательного расчета оптимальных траекторий, что требует получения всех граничных значений фазовых координат и сопряжённых переменных. Неизвестные параметры определяются в зависимости от условий конкретных вариационных задач.

### 3. Оптимальное управление КА при минимизации конечной скорости

Рассматриваются КА двух форм, для которых зависимости аэродинамических коэффициентов лобового сопротивления, подъёмной силы  $C_x$ ,  $C_y$  и аэродинамического качества  $K$  от угла атаки  $\alpha$  при числе Маха  $M > 4$  приведены на рисунке 1.



**рисунк 1.** Зависимости аэродинамических коэффициентов  $C_x$ ,  $C_y$  и аэродинамического качества  $K$  от угла атаки  $\alpha$

Видно, что величина  $K_{\max}$  для аппарата первой формы (1) равна 1,1, а для второй формы (2)  $K_{\max} = 0,8$ . Согласно (Иванов Н.М., Мартынов А.И., 1985; Иванов Н.М., Соколов Н.Л., Осокина О.А., 1998): указанные зависимости аппроксимируются следующим образом:

$$\begin{aligned} C_x(\alpha) &= C_{x0} + A \sin^2(m\alpha - n), \\ C_y(\alpha) &= C_{y0} + B \sin(m\alpha - n) \cos(m\alpha - n), \end{aligned} \quad (19)$$

для КА первой формы:  $C_{x0} = 0,227$ ;  $A = 1,8$ ;  $B = 1,2$ ;  $C_{y0} = 0,02$ ;  $m = 0,83$ ;  $n = 11,5^\circ$ ;

для КА второй формы:  $C_{x0} = 0,255$ ;  $A = 2,72$ ;  $B = 1,8$ ;  $C_{y0} = 0,01$ ;  $m = 0,81$ ;  $n = 12,3^\circ$ .

Величина  $P_x$  менялась в диапазоне от 100 до 500 кг/м<sup>2</sup>.

В качестве номинальных величин максимально допустимых перегрузок  $n_{\text{доп}}$  принимались значения:

$$n \leq n_{\text{доп}} = 3 \text{ ед.}$$

Применительно к задаче определения  $V_{\kappa \text{min}}$  (или  $z_{\kappa \text{max}}$ ) из условия трансверсальности (16) для конечной точки траектории получим:

$$\Psi_{0\kappa} = 1, \quad \Psi_{2\kappa} = \Psi_{4\kappa} = \Psi_{5\kappa} = H_{\kappa} = 0. \quad (20)$$

Учитывая соотношения (17), (18), (20), из уравнений (14) найдём решения для сопряжённых переменных:

$$\Psi_2 \equiv 1,$$

$$\Psi_2 \equiv \Psi_4 \equiv \Psi_5 \equiv H \equiv 0.$$

$$\Psi_3 \equiv \alpha_3.$$

$$\Psi_1 = \Psi_{10} + \frac{2m\beta\alpha_3}{C_x S} \int_{z_0}^z \cos \theta dz.$$

При  $\Psi_2=0$  оптимальный закон управления углом  $\gamma$ , обеспечивающий максимум гамильтониана  $H$ , имеет вид:

$$\cos \gamma = \text{sign } \Psi_1. \quad (21)$$

Очевидно, что движение КА на конечном участке спуска должно осуществляться с  $K_{\delta} > 0$ , т.е.  $\kappa=0, \text{ } 1\kappa \geq 0$ . Постоянную  $\alpha_3$  найдём из условия равенства нулю гамильтониана в конечной точке

$$\alpha_3 = - \left( \frac{dz}{d\rho} + \Psi_1 \frac{d\theta}{d\rho} \right)_{z=z_{\kappa}}.$$

Анализ динамики движения КА в атмосфере показывает, что приращение переменной  $z$  в конце траектории спуска составляет величину меньшего порядка, чем приращение плотности атмосферы  $d\rho$ . Это позволяет пренебречь первым слагаемым последнего уравнения.

Поскольку при  $z=z_{\kappa}$ ,  $d\theta < 0$ , то  $\alpha_3 > 0$  и  $d\Psi_1/dz > 0$ .

Следовательно, функция  $\Psi_1(z)$  является монотонно возрастающей и меняет знак с минуса на плюс не более одного раза. Поэтому структура оптимального управления углом  $\gamma$  представляет собой либо однократное переключение  $\gamma$  с  $\pi$  на  $0$ , либо полёт с постоянным нулевым углом крена.

Для нахождения оптимального закона управления параметром  $a$  воспользуемся условием (15). Учитывая, что  $\Psi_2 \equiv 0$ ,  $\Psi_0 \equiv 1$ , получим:

$$\frac{\partial C_x}{\partial a} \frac{\delta C_y}{\delta a} = -\cos \gamma \Psi_1. \quad (22)$$

С учетом зависимостей (19) закон изменения  $a$  принимает следующий вид:

$$\alpha = -\frac{1}{2m} \arctg \left( \frac{B \cos \gamma \Psi_1}{A} \right) + \frac{n}{m}. \quad (23)$$

Анализ данного уравнения показывает, что зависимость  $\alpha(z)$  имеет локальный максимум  $\alpha_{\text{max}} = n/m$ . При этом в конечной точке траектории спуска угол  $\alpha$  достигает своего абсолютного максимума. Действительно, в области больших углов  $\alpha$  производная

$$\frac{\partial C_x}{\partial a} > 0, \quad \frac{\partial C_y}{\partial a} < 0.$$

Это, согласно условию (22), соответствует возрастающим значениям угла  $\alpha$ . Выражение

$$\frac{B \cos \gamma \Psi_1}{A},$$

являющееся функцией «arctg», при увеличении переменной  $\Psi_1$  в конце участка спуска принимает значения, большие, чем  $\pi/2$ . Следовательно, функция  $\alpha$  являясь монотонно возрастающей, стремится к своему максимальному значению  $\alpha_{\text{max}}$ .

Таким образом, с помощью уравнений (21)–(23) определена структура двухпараметрического оптимального управления углами крена и атаки при движении КА на участке спуска в атмосфере.

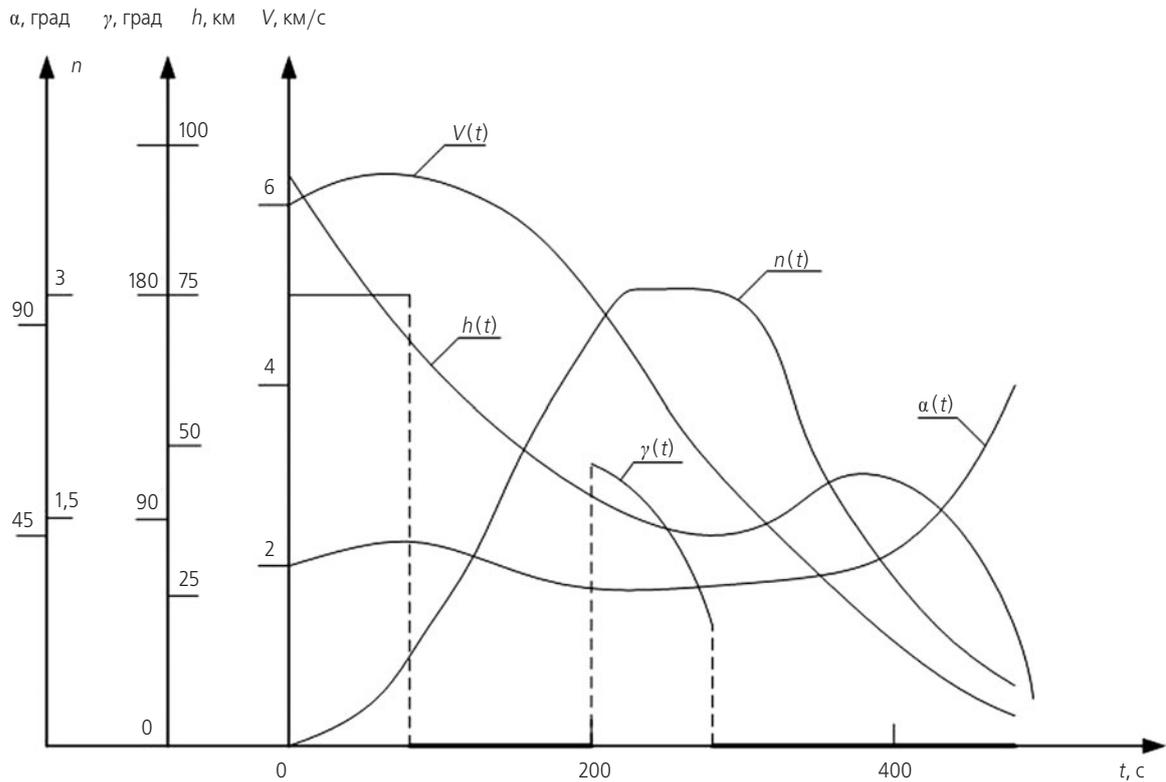
#### 4. Анализ численных результатов

Проведенные расчеты показали (рисунок 2), что структура управления аппаратами заключается в следующем: на участке выхода на изоперегрузочный режим реализуется однократное переключение угла крена  $\gamma$  с  $\gamma=\pi$  на  $\gamma=0$  и полет с углом атаки  $\alpha$  медленно меняющимся в окрестности значения  $\alpha'$ , соответствующего  $K_{\text{max}}$ . Причем в момент переключения угла  $\gamma$  угол  $\alpha$  достигает своего максимума. Далее осуществляется движение по изоучастку. В процессе движения КА по этому участку в момент достижения скорости КА, равной  $\sim 2,5\text{--}3,0$  км/с, угол крена  $\gamma$  переключается на нулевое значение, а угол атаки становится равным значению  $\alpha'$ . Затем угол  $\alpha$  начинает увеличиваться, достигая абсолютного максимума  $\alpha_{\text{max}}$  на заданной высоте ввода системы мягкой посадки  $h_{\kappa}$ . Причём интенсивность роста угла  $\alpha$  возрастает в процессе полёта, т.е.  $\alpha > 0$  и  $\alpha > 0$  Угол  $\gamma$  остаётся равным нулю до конца полёта.

Сравнительный анализ численных результатов показал, что предложенная структура управления КА позволяет получать значения конечной скорости, близкие к абсолютному минимуму, полученному при использовании классических методов решения задач оптимального управления (Иванов Н.М., Соколов Н.Л., Осокина О.А., 1998; Соколов Н.Л., 2015). Так, на высоте  $h_{\kappa}=9$  км разница не превышает 2,5%, а для  $h_{\kappa}=2$  км – не более 1,5%.

Из анализа результатов, полученных при использовании квазиоптимального  $\alpha+\gamma$  – управления, часть из которых приведена на рисунке 3, видно, что существенное влияние на уменьшение конечной скорости  $V_{\kappa}$  оказывает снижение приведенной нагрузки на лобовую поверхность КА  $P_x$ .

Так, изменение значения  $P_x$  от 500 до 100 кг/м<sup>2</sup> приводит к снижению  $V_{\kappa}$  от 260 до 180 м/с для первой формы КА и от 300 до 190 м/с для второй формы ( $h_{\kappa}=9$  км).



**рисунк 2.** Зависимости скорости  $V$ , высоты  $h$ , углов крена  $\gamma$  и атаки  $\alpha$ , перегрузки  $n$  от времени спуска  $t$  при оптимальном двухпараметрическом управлении ( $P_x=300$  км, форма КА № 1,  $n_{\text{доп}}=3$ ,  $h_k=9$  км)

Для сравнения оценивались значения  $V_k$  при  $\gamma$ -управлении КА. Причём в одном случае балансировка КА осуществлялась на угле атаки  $\alpha_\sigma=45^\circ$ , обеспечивающем  $\min T_{\text{max}}$ , а во втором – на  $\alpha_\sigma=\alpha/=20^\circ$ , соответствующем  $K_{\text{max}}$ .

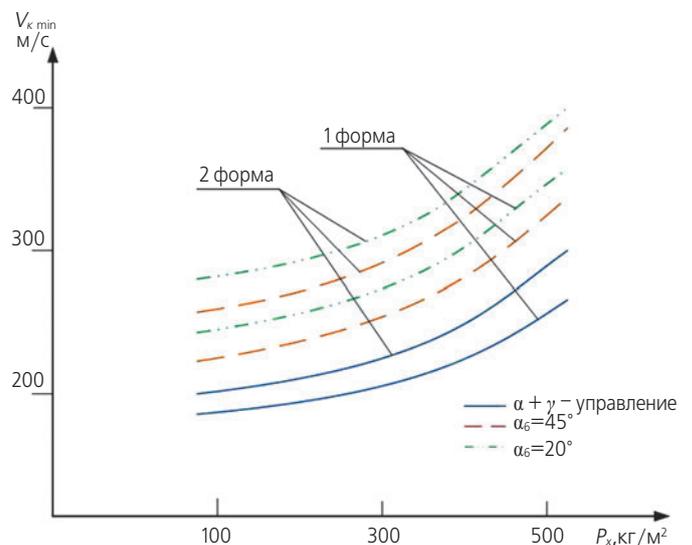
Показано, что для обеих форм КА использование  $\alpha+\gamma$ -управления приводит к достаточно заметному снижению скорости  $V_k$ . Столь высокая эффективность двухпараметрического управления объясняется тем, что изменением угла атаки  $\alpha$  на конечном участке спуска может быть достигнуто весьма существенное увеличение ( $\sim$  в 2–2,5 раза) аэродинамического коэффициента лобового сопротивления  $C_x$ , оказывающего наиболее сильное влияние на минимальную конечную скорость.

Так, для КА первой формы при  $\alpha+\gamma$ -управлении  $V_{k \text{ min}}=195$  м/с; при  $\gamma$ -управлении с балансировкой КА на угле атаки  $\alpha_\sigma=45^\circ$  конечная скорость равна  $V_k=250$  м/с, что на 55 м/с (или на 22%) больше; при  $\gamma$ -управлении с  $\alpha_\sigma=20^\circ$ ,  $V_k=270$  м/с, что на 75 м/с (или на 28%) больше ( $h_k=9$  км,  $P_x=300$  кг/м<sup>2</sup>). Для КА второй формы и трех рассматриваемых программ управления значения конечной скорости  $V_k$  соответственно равны: 210 м/с, 275 м/с и 305 м/с.

На основе проведённых исследований разработан и получен патент на способ управления КА в атмосфере планет при минимизации конечной скорости спуска (Соколов Н.Л., Карцев Ю.А., Колот И.Ю., 2014).

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

1. Проведены исследования оптимального управления КА в атмосфере Марса. Разработан новый метод расчета оптимальных траекторий движения КА. Его суть заключается в преобразовании исходной математической модели движения КА на основе введения новых замен переменных и ряда допущений, что даёт возможность снизить порядок системы дифференциальных уравнений и сформировать дополни-



**рисунк 3.** Зависимости минимальной конечной скорости  $V_{k \text{ min}}$  от приведенной нагрузки на лобовую поверхность  $P_x$

тельные соотношения связи между управляющими параметрами, фазовыми координатами полёта КА и сопряжёнными переменными. Это позволяет разработать аналитические формулы для определения законов одно- и двухпараметрического оптимального управления углом крена и атаки и рассчитать основные траекторные параметры.

2. С использованием разработанного метода получено решение задачи оптимального управления КА в атмосфере Марса при минимизации конечной скорости в момент ввода в действие системы мягкой посадки. Рассматривались аппараты двух форм с максимальными значениями аэродинамического качества, равными 0,8 и 1,1 соответственно. Показана высокая эффективность использования двухпараметрического управления углами крена и атаки по сравнению с однопараметрическим управлением углом крена. В зависимости от краевых условий и значений баллистических коэффициентов снижение конечной скорости может достигать 25–30%.

3. Предложенный метод расчёта оптимальных траекторий может быть использован для решения широкого класса вариационных задач управления КА в атмосферах и применен при проведении НИОКР по проблемам проектирования миссий дальнего космоса, предусматривающих посадку на поверхность Марса и других планет Солнечной системы.

## **список литературы**

*Авдуевский В.С., Антонов Б.М., Анфимов Н.А. и др.* Основы теории полета космических аппаратов. М.: Машиностроение, 1972. 345 с.

*Андреевский В.В.* Динамика спуска космических аппаратов на Землю. М.: Машиностроение, 1970. 235 с.

*Аноров В.П.* Принцип максимума для процессов с ограничениями общего вида I // Автоматика и телемеханика. 1967. № 3. С. 5-15.

*Аноров В.П.* Принцип максимума для процессов с ограничениями общего вида II // Автоматика и телемеханика. 1967. № 4. С. 5-17.

*Воронцов В.А., Говоренко Г.С., Малышев В.В., Пичхадзе К.М. и др.* Методика выбора эффективных вариантов систем десантирования на планеты Солнечной системы // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2014. № 3. С. 116-124.

*Голомазов М.М., Финченко В.С.* Аэродинамическое проектирование спускаемого аппарата в атмосфере Марса по проекту «ЭКЗОМАРС» // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2013. № 4. С. 40-46.

*Иванов Н.М., Мартынов А.И.* Движение космических летательных аппаратов в атмосферах планет. М.: Наука, 1985. 384 с.

*Иванов Н.М., Мартынов А.И.* Управление движением космического аппарата в атмосфере Марса. М.: Наука, 1977. 415 с.

*Иванов Н.М., Соколов Н.Л., Осокина О.А.* Об эффективности использования двухпараметрического управления углами атаки и крена при спуске КА в атмосфере Земли // Космические исследования. 1998. Т. 36, № 5. С. 528-534.

*Летов А.М.* Динамика полета и управление. М.: Наука, 1969. 360 с.

*Лох У.* Динамика и термодинамика спуска в атмосфере планет. М.: Мир, 1966. 276 с.

*Понтрягин Л.С., Болтянский В.Г., Гамкрелидзе Р.В., Мищенко Е.Ф.* Математическая теория оптимальных процессов. М.: Наука, 1969. 384 с.

*Соколов Н.Л.* Оптимальное управление космическим аппаратом при формировании орбиты искусственного спутника Марса. РАЕ Научный журнал «Фундаментальные исследования». 2015. № 3. С. 133-138.

*Соколов Н.Л.* Приближенный аналитический метод расчета пространственных маневров космического аппарата в атмосфере // Космические исследования. 1988. Т. 26, № 2.

*Соколов Н.Л., Карцев Ю.А., Колот И.Ю.* Способ управления спуском космического аппарата в атмосфере планеты // Патент на изобретение № 2537192 от 31.10.2014.

*Хартов В.В., Мартынов М.Б., Лукьянчиков А.В., Алексашкин С.Н.* Проектная концепция десантного модуля «ЭкзоМарс-2018», создаваемого НПО им. С.А. Лавочкина // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2014. № 2. С. 5-12.

*Чепмен Д.Р.* Приближенный аналитический метод исследования входа тел в атмосферы планет. М.: Иностранная литература, 1962. 298 с.

*Шкадов Л.М., Буханова Р.С., Илларионов В.Ф., Плохих В.П.* Механика оптимального пространственного движения летательных аппаратов в атмосфере. М.: Машиностроение, 1972. 244 с.

*Эйсмонт Н.А.* Оптимальное управление космическим аппаратом, переводимым с гиперболической траектории на орбиту спутника планеты торможением в атмосфере // Космические исследования. 1972. Т. 10, № 2. С. 290-292.

*Ярошевский В.А.* Приближенный расчет траекторий входа в атмосферу // Космические исследования. 1964. Т. 2, № 4. С. 15-21.

*Griffin J.W., Vinh N.X.* Three-dimensional optimal maneuvers of hyper velocity vehicles // AIAA. 1971.

*Hiltz A.A., Florense D.E., Low D.L.* Selection, development and characterization of a thermal protection system for a Mars entry vehicle // AIAA. 1968. № 3.

*Okhotsimsky D.E., Golubiev Y.F., Sikharulidze Y.G.* Mars orbiter insertion by use of atmospheric deceleration // Acta Astronautica. 1978. № 9. V. 5.

*Статья поступила в редакцию 28.05.2015 г.*

## МЕТОДИЧЕСКИЕ ОСНОВЫ МОДЕЛИРОВАНИЯ ИНФОРМАЦИОННОГО ТРАКТА КОСМИЧЕСКОГО РАДИОЛОКАТОРА СИНТЕЗИРОВАННОЙ АПЕРТУРЫ

## METHODOLOGY BASICS OF DATA PATH MODELING FOR SPACE SYNTHETIC APERTURE RADAR



**К.А. Занин<sup>1</sup>,**  
доктор технических наук,  
pc4a@laspace.ru;  
**K.A. Zanin**



**А.С. Митькин<sup>1</sup>,**  
mias@laspace.ru;  
**A.S. Mitkin**



**И.В. Москатиньев<sup>1</sup>,**  
miv@laspace.ru;  
**I.V. Moskatniev**

*Разработаны методические рекомендации по созданию комплексной модели информационного тракта радиолокатора синтезированной апертуры. Рассмотрены основные подходы к оценке показателей качества РСА с учётом схемы его построения и возмущающих факторов в отдельных технических элементах.*

*Ключевые слова: показатели качества; информационный тракт; космический аппарат; линейное разрешение на местности; радиолокатор с синтезированной апертурой; ошибки фазы; частотно-контрастная характеристика; качество радиолокационного изображения.*

### ВВЕДЕНИЕ

Основной задачей целевого функционирования космического радиолокатора с синтезированием апертуры (РСА) является формирование радиолокационного изображения с требуемыми измерительными свойствами. С точки зрения потребителя информации одними из главных показателей эффективности являются вероятность решения задач и производительность РСА. Вероятность решения задач определяется качеством радиолокационного изображения (РЛИ). Основным показателем качества РЛИ является разрешающая способность по пространственным,

*Methodological recommendations are elaborated for development of integrated model of synthetic aperture radar data path. Main approaches to SAR quality performance evaluation are reviewed considering its architecture and perturbing factors in certain components.*

*Key words: quality performance; data path; spacecraft; linear ground resolution; synthetic aperture radar; phase errors; frequency-contrast characteristic; radar image quality.*

временным и другим координатам. Разрешающая способность зависит от радиометрической чувствительности и аппаратной функции РСА.

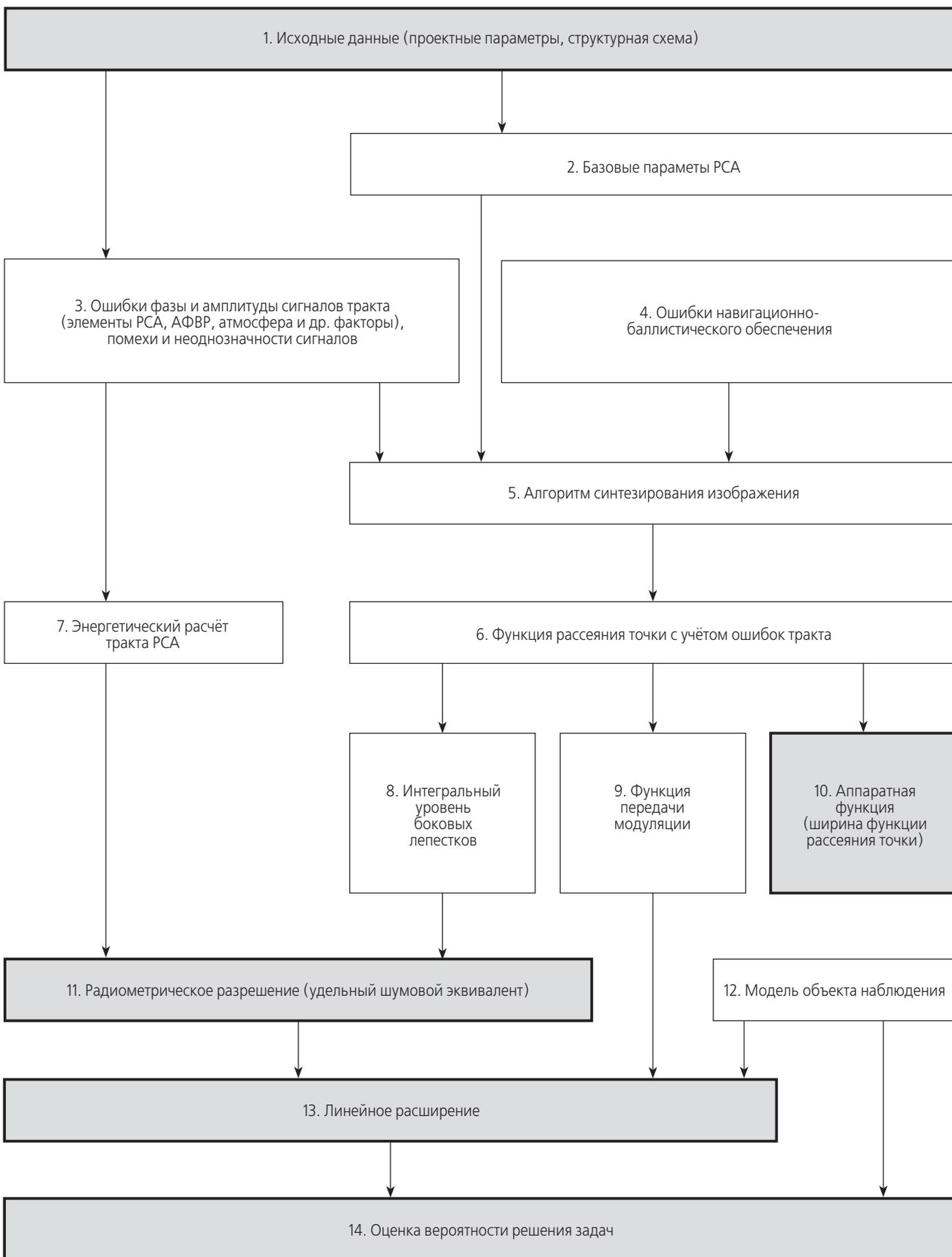
Информационный тракт космического РСА состоит из большого количества сложных элементов, и его увязка на различных этапах жизненного цикла РСА является важной научно-технической проблемой (Занин К.А., 2011; Ефанов В.В., 2009).

Показатели качества РСА зависят от большого числа проектных параметров, детерминированных, случайных и неопределённых факторов. Разработке

<sup>1</sup> ФГУП «НПО имени С.А. Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.

Federal Enterprise «Lavochkin Association», Russia, Moscow region, Khimki.

# МЕТОДИЧЕСКИЕ ОСНОВЫ МОДЕЛИРОВАНИЯ ИНФОРМАЦИОННОГО ТРАКТА КОСМИЧЕСКОГО РАДИОЛОКАТОРА СИНТЕЗИРОВАННОЙ АПЕРТУРЫ



**рисунок 1.** Обобщённая структурная схема расчёта сквозных характеристик космического радиолокатора с синтезированием апертуры

**таблица** – Элементы тракта радиолокатора синтезированной апертуры и основные виды возмущающих факторов

номер	название элемента	основной вид возмущающего фактора
1	излучатель	потери мощности, ошибка фазы (геометрия антенны и др.)
2	сверхвысокочастотный тракт	потери мощности, ошибка фазы
3	усилитель мощности	тепловой шум, ошибка фазы
4	малошумящий усилитель	тепловой шум, ошибка фазы
5, 6	управляемые аттенуаторы (на приём и передачу)	ошибка установки амплитуды ослабления
7, 8	управляемые фазовращатели и линии задержки (на приём и передачу)	ошибка установки фазы и задержки сигнала
9,10	высокочастотная кабельная сеть и стыки элементов	потери мощности, ошибка фазы
11	делитель сигнала	потери мощности, ошибка фазы
12	сумматор сигнала	потери мощности, ошибка фазы
13	модулятор сигнала (ЛЧМ, ФКМ и др.)	амплитудные и фазовые ошибки модуляции
14	фазовый детектор	амплитудные и фазовые ошибки детектирования, нелинейность
15	опорный генератор	случайный фазовый шум, вариации частоты
16	аналого-цифровой преобразователь	шум аналого-цифрового преобразования, нелинейность
17	радиолиния передачи информации	цифровые сбои символов при передаче
18	вторичные источники питания	ошибки выдачи тока или напряжения, приводящие к сдвигам фазы в элементах. Импульсные помехи
19	система управления диаграммой	ошибки расчёта фазы для управления диаграммой. Погрешности наведения

методического аппарата оценки качества РСА посвящен ряд работ (Кондратенков Г.С., Фролов А.Ю., 2005; Кокорин В.И., Поль В.Г., 2007; Балиев А.В. и др., 2015). В настоящее время развиваются как аппаратные решения построения РСА, так и математические и программные методы синтеза изображения. Развитие подхода, позволяющего связать показатели качества, проектные параметры РСА и случайные факторы на этапах жизненного цикла, является важной практической задачей.

Принцип построения изображения в радиолокаторах с синтезированной апертурой заключается в согласованной фильтрации траекторного сигнала. Под траекторным сигналом обычно понимается оцифрованная запись распределения фазы и амплитуды отражённого потока электромагнитного излучения от наблюдаемого объекта (Кокорин В.И., Поль В.Г., 2008).

На рисунке 1 показана обобщенная структурная схема расчёта сквозных характеристик космического РСА. Рассмотрим её более подробно. Исходными данными для разработки модели являются структурная схема РСА и его проектные параметры (блок 1 на рисунке 1). Основной принцип работы для ряда космических РСА «TerraSAR», «CosmoSkyMed», «RiSAT», «NeoSAR» и др. остаётся неизменным, однако техническая реализация и структурная схема информационного тракта варьируются (Pilz D., 2005).

Проектные параметры и показатели качества без учёта случайных и неопределённых факторов в даль-

нейшем будем называть базовыми параметрами РСА (блок 2 на рисунке 1). Выбор проектных параметров РСА определяется значениями показателей качества РЛИ, задаваемых в тактико-техническом задании.

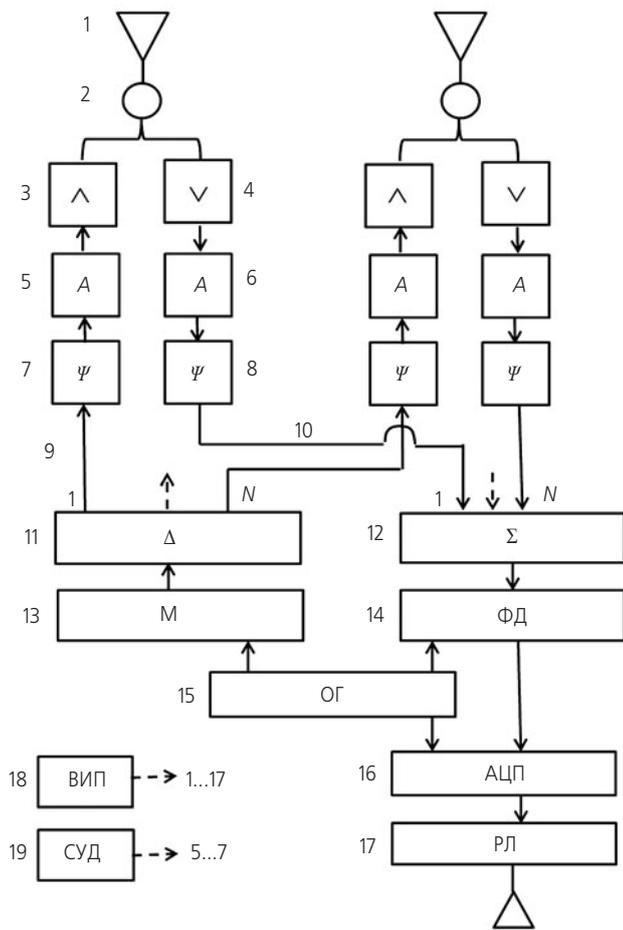
Проектные параметры РСА определяют ограничения на предельные значения показателей качества. Существование предельных ограничений обусловлено физическими свойствами используемых для зондирования электромагнитных волн, технических устройств для их излучения, приёма и обработки. Теоретические зависимости позволяют связать основные проектные параметры с предельными значениями показателей качества (Занин К.А., 2013; Еврафов А.Е., Поль В.Г., 2014).

В информационном тракте РСА действует ряд случайных ошибок и неопределённых факторов (Григорьев Л.Н., 2010), влияющих на качество информации (блок 3 на рисунке 1). Укрупнённая схема информационного тракта бортовой части РСА приведена на рисунке 2. Основные виды возмущающих факторов и элементы РСА представлены в таблице.

При распространении сигнала РСА в атмосфере возникают сдвиг фазы и ослабление по амплитуде. Синтезированное изображение также содержит помехи неоднозначности сигналов и диаграммы направленности антенны.

На показатели качества РСА влияют ошибки координатного и временного навигационного обеспечения (блок 4 на рисунке 1), в меньшей степени влияют

## МЕТОДИЧЕСКИЕ ОСНОВЫ МОДЕЛИРОВАНИЯ ИНФОРМАЦИОННОГО ТРАКТА КОСМИЧЕСКОГО РАДИОЛОКАТОРА СИНТЕЗИРОВАННОЙ АПЕРТУРЫ



**рисунок 2.** Увеличенная схема информационного тракта бортового радиолокационного комплекса

также параметры ориентации и стабилизации космического аппарата (Занин К.А., 2014).

Для достижения требуемого качества РЛИ необходимо обеспечить фазовую и амплитудную стабильность тракта. Учёт возмущающих факторов в математической модели РСА производится несколькими способами. В первую очередь возмущающие факторы следует разделить по характерной постоянной времени их реализации:

- быстро изменяющиеся (с постоянной временем около длительности одного импульса излучения);
- медленно изменяющиеся (с постоянной временем от интервала следования импульсов до интервала синтеза);
- систематические (постоянные для одного сеанса съёмки);

Для большинства технических элементов оценки случайных факторов можно привести к оценкам среднеквадратичного или предельного отклонения характеристик элементов РСА.

К систематическим факторам относятся ошибки установки фазы и амплитуды тракта, систематические погрешности расчётов и др.

Медленно меняющиеся факторы: дрейф опорной частоты, отклонение траектории от измеренной, колебания стабилизации КА и др.

Быстро меняющиеся факторы: фазовый шум опорного генератора, шум и амплитудно-частотная характеристика модулятора сигнала, ошибки фазового детектора, шум дискретизации аналогово-цифрового преобразователя (АЦП) и др.

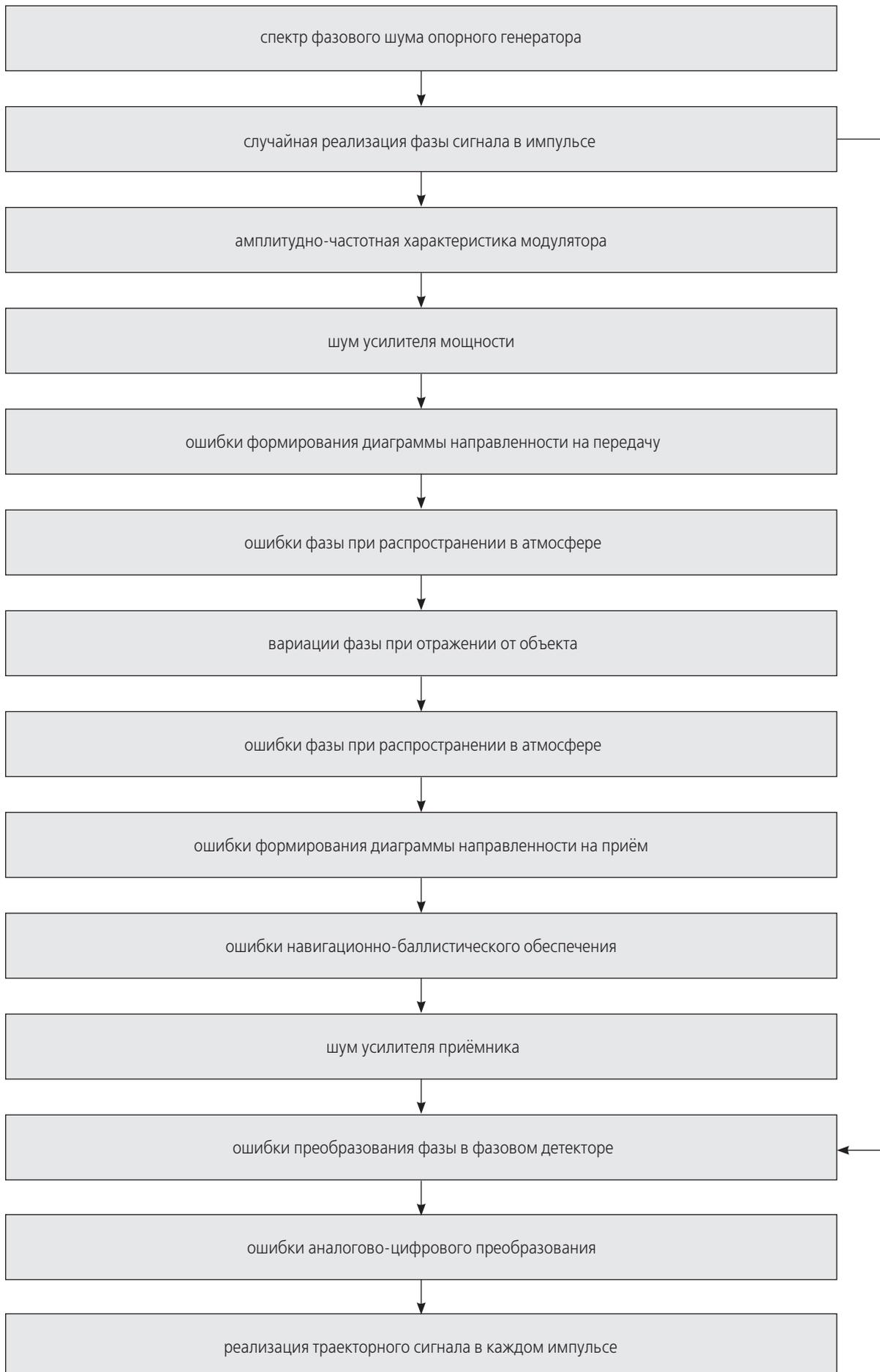
Традиционно для практической оценки качества радиолокационного изображения используется точечный источник в виде углового отражателя с большим превышением его сигнала над фоновым значением. Теоретическое распределение мощности в изображении точечного источника соответствует функции sinc. В связи с тем, что в РСА база синтезируемого сигнала ограничена и действуют случайные факторы, реальное распределение будет отличаться от sinc как по форме, так и по уровню боковых лепестков.

Одним из методов оценки показателей качества систем, формирующих изображение, является оценка распределения энергии в функции реакции на контрастный точечный объект. В литературе (Кондратенков Г.С., Фролов А.Ю., 2005) достаточно хорошо рассмотрена связь показателей качества наблюдения точечного отражателя с интервалом времени синтеза, мощностью излучения, шириной полосы и типом модуляции, а также рядом других проектных параметров РСА. Однако в большинстве случаев не учитываются особенности аппаратного построения и связанные с элементами тракта возмущающие факторы.

Вычислить функцию рассеяния точки РСА с учётом возмущений возможно методом численного моделирования по траекторному сигналу (Занин К.А. Основы..., 2015). Общая схема моделирования траекторного сигнала РСА с учётом возмущающих факторов показана на рисунке 3.

Кроме бортовых элементов информационного тракта РСА, схема включает в себя наземный комплекс, где производится приём радиолокационной информации и синтезирование изображения (блок 5 на рисунке 1). Сигнал элемента разрешения современного РСА с цифровым синтезом сигнала обычно формируется пропорционально мощности сигнала. Вычисление мощности сигнала в элементе изображения при цифровой обработке РЛИ реализуется операциями свертки траекторного сигнала с опорными функциями по дальности и азимуту.

Помимо использования классических «быстрых» алгоритмов преобразования Фурье, для вычисления свертки в РСА получили широкое распространение различные алгоритмы, основанные на тех или иных упрощениях опорной функции. Одним из перспективных направлений снижения вычислительных за-



**рисунок 3.** Общая схема моделирования траекторного сигнала PCA с учётом различных возмущающих факторов

трат является структурное представление алгоритмов и сигналов в удобном для цифровой обработки виде (Блейхут Р., 1989). Ряд современных эффективных алгоритмов синтеза основан на использовании квантования фазы опорной функции и свойствах комплексных чисел.

При расчёте показателей качества РСА необходимо учитывать, что снижение вычислительных затрат достигается за счет допустимых потерь в качестве обработки. Моделирование цифрового синтеза сигнала в элементе разрешения производится с учётом рядной сетки и принятых упрощений алгоритмов.

Функция рассеяния точки (ФРТ) зависит от пространственных координат, её качество можно оценить при помощи ряда скалярных показателей качества. Расчёты показывают, что разрешить два точечных источника с распределением по функций sinc возможно, если они расположены на расстоянии, соответствующем интенсивности по уровню 0.5 (–3 дБ) от максимума мощности (Кондратенков Г.С., Фролов А.Ю., 2005).

Полуширину ФРТ принято считать геометрической разрешающей способностью РСА (блок 10, рисунок 1). Дополнительно также оценивают интегральный уровень боковых лепестков (блок 8, рисунок 1).

Однако такое определение разрешающей способности обладает существенными недостатками. Фактически полуширина ФРТ определяет только аппаратную функцию РСА в идеальном случае распределения, близкого к функции sinc, и в условиях превышения сигнала над шумом на несколько порядков. Практические удобства заключаются в простоте измерения полуширины сигнала мощного углового отражателя. Реальные объекты в радиолокационном диапазоне расположены на отражающем фоне, имеют ограниченную эффективную поверхность отражения и как следствие – невысокий радиолокационный контраст. Оценка полуширины ФРТ по мощному угловому отражателю не учитывает отношения сигнал-шум и искажений формы функции распределения, что не позволяет перейти к оценке разрешения и возможностей решения задач пользователя.

В результате появляется возможность сдачи заказчику РСА с любыми шумами и искажениями путем манипуляции оценками полуширины ФРТ идеального объекта.

Частично свободна от указанных недостатков оценка разрешающей способности по функции передачи модуляции (ФПМ) с учётом реализованного на изображении отношения сигнал-шум (Хартов В.В. и др., 2011; Занин К.А. Оценка влияния..., 2015).

Функция передачи модуляции, по определению, является обратным преобразованием Фурье от функции рассеяния точки (блок 9, рисунок 1). В связи

с тем, что в РСА существование функции рассеяния общепризнано, формальное существование ФПМ, по определению преобразования Фурье, также не может отрицаться.

Считается, что функция передачи модуляции неприменима в радиолокации в связи с его когерентностью. Когерентность сигналов требует учёта фазы сигнала при суммировании, что формально не позволяет считать передачу пространственной частоты линейной. Однако сам принцип построения изображения в РСА основан на применении сигналов с большой базой, у которых, чем хуже пространственная когерентность сигнала после свертки, тем лучше разрешающая способность. Для уменьшения геометрического размера области когерентности в РСА увеличивается ширина полосы излучаемого сигнала при помощи линейной или фазово-кодированной модуляции. Современные РСА обладают достаточно широкой полосой модуляции частоты излучаемого сигнала.

Допустимость применения частотно-контрастной характеристики для анализа качества РСА обусловлена двумя основными свойствами:

- линейностью процедуры синтеза (свёртки с опорной функцией) РЛИ относительно пространственных частот;
- возможностью некогерентного сложения элементов изображения, приближающего статистическую функцию распределения шума к распределению по нормальному гауссовскому закону, что позволяет применять существующие методы оценки вероятности.

Геометрическое разрешение РСА – это пространственные размеры области когерентности ФРТ со сдвигом фазы спектра свертываемых частот не более чем на  $\pi$ , что для функции sinc соответствует 0.5 интенсивности по мощности.

Заметим, что геометрическое разрешение учитывает только разность интенсивностей и фазовую характеристику спектра складываемых волн и не учитывает отношение сигнал-шум. Передача пространственных частот зависит от ФРТ и энергии в элементах изображения. Применение ФПМ для оценки пространственной разрешающей способности РСА позволяет более полно учитывать отличие распределения ФРТ от sinc, связь контраста наблюдаемого объекта и энергетических характеристик РСА.

Энергетический расчёт тракта РСА так же зависит от случайных факторов (блок 7, рисунок 1). Прежде всего, на энергетику сигнала влияет не идеальность формирования диаграммы направленности антенны и ошибки в наведении луча на заданный объект.

Расчёт линейного разрешения (блок 13, рисунок 1) требует оценки радиометрического разрешения (блок 13, рисунок 1) и задания модели объекта

(блок 12, рисунок 1). В первом приближении радиолокационное изображение различных сложных объектов можно представить в виде набора точечных отражателей с известной эффективной площадью рассеивания точек и фона. Знание статистики пространственного распределения, характеристик фона и точечных отражателей для различных типов объектов позволяет оценить возможность решения задач пользователей РСА (блок 14, рисунок 1).

Для оценки реализуемости предложенного подхода было проведено математическое моделирование функции распределения мощности точечного объекта при различных возмущениях.

При расчёте реализаций траекторного сигнала учитывались следующие основные факторы:

- длина базы сигналов;
- фазовый шум опорного генератора;
- ошибки навигационно-баллистического обеспечения;
- влияние различных весовых функций при синтезировании сигнала.

Проведен расчёт удельного шумового эквивалента с учётом погрешностей образования диаграммы направленности антенны. Получены оценки разрешающей способности по полуширине функции рассеяния, интегральный уровень боковых лепестков и другие показатели качества.

На рисунках 4, 5 показаны распределение яркости в изображении точечного отражателя и соответствующая функция передачи модуляции для квадратичных ошибок передачи фазы в информационном тракте РСА.

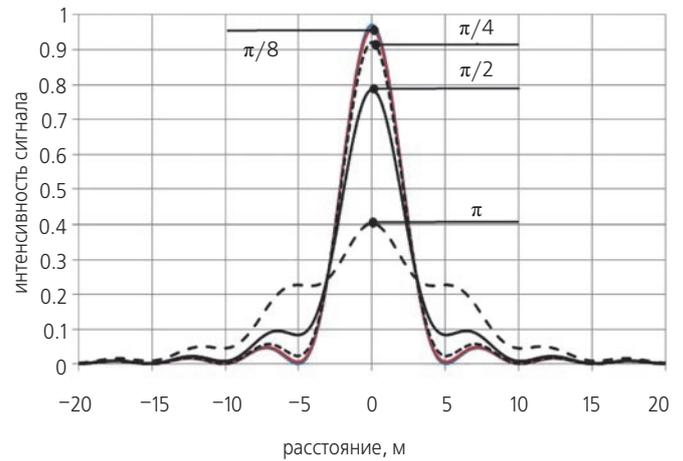
Показано, что линейная разрешающая способность РСА существенно снижается в случае учёта контраста наблюдаемого объекта (рисунок 6, 7).

Моделирование подтвердило возможность учёта всех перечисленных на рисунке 1 возмущающих факторов.

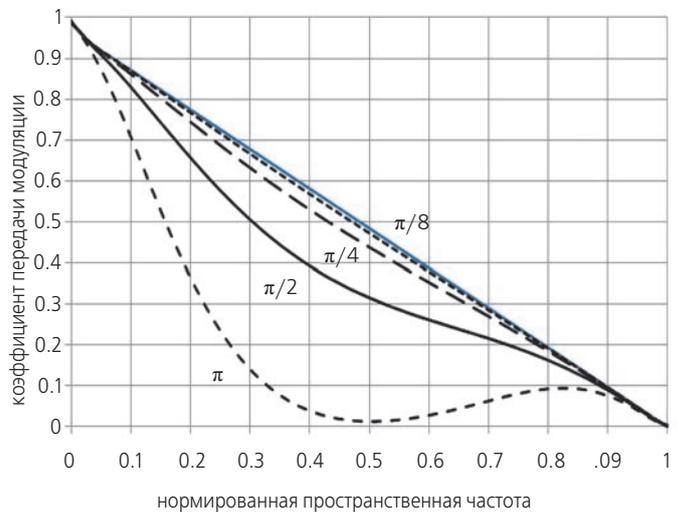
## заключение

Разработаны методические основы анализа влияния параметров и возмущающих факторов технических элементов на показатели качества космического РСА.

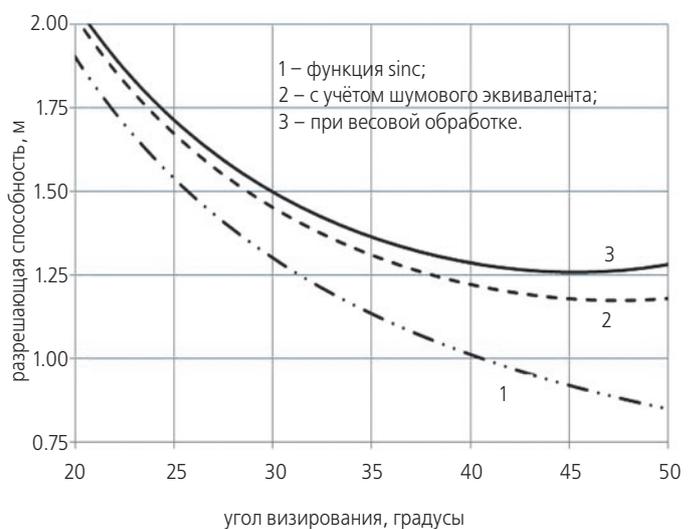
При моделировании информационного тракта оптико-электронных комплексов принято рассматривать всю цепочку технических элементов. В космических РСА такой принцип не был распространён, так как непосредственно радиолокационное изображение формируется сложными алгоритмами синтеза в наземном комплексе. В связи с этим при расчёте показателей качества РСА преобладает формально-математический подход. Отчасти это могло быть связано с ограниченной мощностью вычислитель-



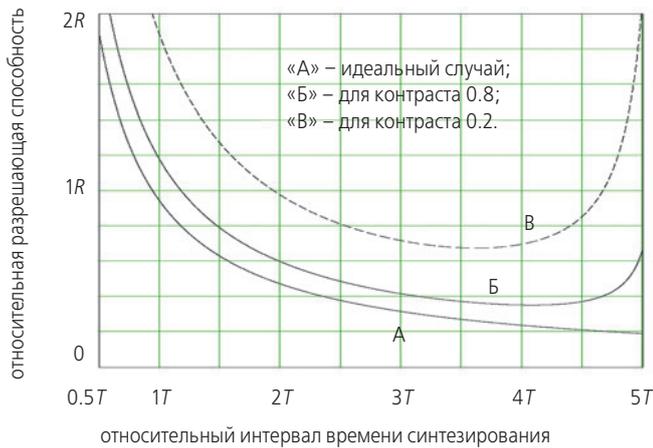
**рисунок 4.** Зависимость интенсивности сигнала точечного объекта с квадратичной ошибкой фазы:  $\pi/8$ ,  $\pi/4$ ,  $\pi/2$ ,  $\pi$  радиан



**рисунок 5.** Функция передачи модуляции РСА с квадратичной ошибкой фазы:  $\pi/8$ ,  $\pi/4$ ,  $\pi/2$ ,  $\pi$  радиан



**рисунок 6.** Оценка линейной разрешающей способности РСА типа «TerraSAR-X» для объекта с контрастом 0.8 по дальности в случае отсутствия спекл-шума



**рисунок 7.** Оценка относительной разрешающей способности (РСА типа «TerraSAR-X») по азимуту от времени синтезирования с учётом фазового шума опорного генератора

ных средств. Тем не менее, отдельные блоки РСА, например антенная система, в ряде работ представлены в традиционной форме с учётом цепочек распространения ошибок в элементах (Братчиков А.И. и др., 2004).

Предлагаемый методический подход отличается от существующих тем, что понятие информационного тракта как структуры, состоящей из сложных элементов, распространяется на космический РСА в целом. Рассматривается несколько уровней декомпозиции. Основные подходы к расчёту сквозных характеристик учитывают особенности прохождения информации, структурную схему и свойства отдельных элементов. Алгоритмы расчёта основаны на численно-аналитических методах.

Разрабатываемая математическая модель позволяет определить ограничения на проектные параметры отдельных элементов и тракта в целом. Практическим результатом моделирования должен быть список конкретных технических элементов, влияние которых на показатели качества наиболее критично. Предлагаемая схема моделирования обладает универсальностью и позволяет учитывать экспериментально измеренные параметры элементов РСА. На дальнейших этапах жизненного цикла космического РСА параметры элементов информационного тракта должны контролироваться непосредственными измерениями при испытаниях.

### список литературы

Балиев А.В., Занин К.А., Митькин А.С. Основные принципы координатной привязки изображений, полученных с помощью космического радиолокатора с синтезированной апертурой // Космонавтика и ракетостроение. 2015. № 1 (83). С. 164-169.

Блейхут Р. Быстрые алгоритмы цифровой обработки сигналов: пер. с англ. М.: Мир, 1989. 456 с.

Братчиков А.И., Васин В.И., Василенко О.О. и др. Активные фазированные антенные решетки / Под ред. Д.И. Воскресенского. М.: Радиотехника, 2004. 487 с.

Григорьев Л.Н. Цифровое формирование диаграммы направленности в фазированных антенных решетках. М.: Радиотехника, 2010. 144 с.

Евграфов А.Е., Поль В.Г. К вопросу космической интерферометрической съемки рельефа земной поверхности радиолокатором синтезированной апертуры // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2014. № 4. С. 44-49.

Ефанов В.В., Семункина В.И., Шостак С.В. Особенности баллистического проектирования КС ДЗЗ оптико-электронного наблюдения типа Аркон-1 // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2009. № 1. С. 46-52.

Занин К.А. Анализ качества координатной привязки изображений космического радиолокатора с синтезированной апертурой // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2013. № 4. С. 34-39.

Занин К.А. Основы математического моделирования информационного тракта космических радиолокаторов с синтезированной апертурой: учеб. пособие. М: Изд-во МАИ, 2015. 148с.

Занин К.А. Оценка влияния навигационно-баллистических ошибок на качество радиолокационного изображения // Космонавтика и ракетостроение. 2015. № 1 (80). С. 164-169.

Занин К.А. Разработка методического аппарата повышения качества проектирования космических систем оптико-электронного наблюдения. Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2011. № 2. С. 32-39.

Занин К.А. Требования к навигационному обеспечению радиолокатора с синтезированной апертурой в режиме бистатической интерферометрической съемки // Космонавтика и ракетостроение. 2014. Вып. 1 (74). С.164-169.

Кокорин В.И., Поль В.Г. Технологии радиолокации с синтезом апертуры. Красноярск: СФУ, 2007. 203 с.

Кондратенков Г.С., Фролов А.Ю. Радиовидение. Радиолокационные системы дистанционного зондирования Земли: учеб. пособие для вузов / Под ред. Г.С. Кондратенкова. М.: Радиотехника, 2005. 368 с.

Хартон В.В., Ефанов В.В., Занин К.А. Основы проектирования орбитальных оптико-электронных комплексов: учеб. пособие. М.: Изд-во МАИ, 2011. 127 с.

Pilz D., Feldle P. RF-Payload of TerraSAR-X // GeMiC. 2005.

Статья поступила в редакцию 21.03.2016 г.

## СОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ МЕТОДИК РАСЧЁТА РАБОТОСПОСОБНОСТИ ДЕТОНАЦИОННЫХ УСТРОЙСТВ РАЗДЕЛЕНИЯ ПОРШНЕВОГО ТИПА И ИХ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЙ ОТРАБОТКИ

## IMPROVEMENT OF METHODS FOR CALCULATION OF OPERATIONAL EFFICIENCY OF DETONATION SEPARATION DEVICES OF PISTON TYPE AND THEIR EXPERIMENTAL VERIFICATION



**В.В. Горовцов<sup>1</sup>,**  
gvv@laspace.ru;  
**V.V. Gorovtsov**



**В.В. Ефанов<sup>1</sup>,**  
профессор, доктор  
технических наук,  
vladimir\_efanov@  
laspace.ru;  
**V.V. Efanov**



**А.А. Котомин<sup>2</sup>,**  
профессор, доктор  
технических наук,  
akotomin@mail.ru;  
**A.A. Kotomin**



**С.А. Душенок<sup>2</sup>,**  
доктор технических  
наук,  
s.dushenok@mail.ru;  
**S.A. Dushenok**

*Усовершенствованы методики расчёта работоспособности детонационных устройств разделения поршневого типа (замков, ножей, замков-ножей и др.) и их экспериментальной отработки. Проведены экспериментальные исследования по определению минимальной толщины свода каналов, полностью заполненных эластичным взрывчатým веществом, в корпусах детонационных замков, выполненных из разных материалов. Полученные результаты используются при проектировании исполнительных агрегатов и систем пироавтоматики космических аппаратов и разгонных блоков.*

*Ключевые слова:*  
космический аппарат;  
детонационные устройства разделения;  
высокоэнергетический материал;  
параметры детонации;  
продукты взрыва.

*The methods of calculation of operational efficiency of detonation separation devices of piston type (locks, knives, lock-knives, etc.) and their experimental verification have been improved. Experimental studies to determine the minimum thickness of the set of channels completely filled with elastic explosive in the cases of detonation locks made of different materials have been carried out. The obtained results are used in the design of executive units and pyro automatic systems of spacecraft and upper stages.*

*Key words:*  
spacecraft;  
detonation separation devices;  
high-energy material;  
parameters of detonation;  
explosion products.

<sup>1</sup> ФГУП «НПО имени С.А. Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.  
Federal Enterprise «Lavochkin Association», Russia, Moscow region, Khimki.

<sup>2</sup> ФГУП СКТБ «Технолог», Россия, Санкт-Петербург.  
Enterprise KTB «Technolog», Russia, Saint-Petersburg.

## **Введение**

В совместных работах НПО имени С.А. Лавочкина и СКТБ «Технолог» предложено, обосновано и практически реализовано научно-техническое направление развития систем детонационной автоматики на основе энергонасыщенных материалов нового типа, приведшее к существенному снижению динамического воздействия на конструкции космических аппаратов (КА) при срабатывании таких систем (Ефанов В.В., Котомин А.А. Душенок С.А. и др., 2001). Разработаны, испытаны и приняты в штатную эксплуатацию эластичные взрывчатые вещества (ЭВВ) с высокой детонационной способностью для аэрокосмической техники, а также неразрушающиеся при функционировании устройства и системы разделения на их основе (Ефанов В.В., Котомин А.А. Душенок С.А. и др., 2001). Они обеспечивают быстрый синхронный разрыв множества механических связей, исключают выпуск газообразных продуктов детонации из систем в КА и образование осколков. Разработан также методический аппарат, используемый при проектировании таких устройств и систем. Разработанные материалы, устройства и системы подтвердили свою высокую эффективность и надёжность в российских и международных межпланетных и астрофизических космических миссиях (Ефанов В.В. и др., 2007; Ефанов В.В., Бирюков А.С., Деменко О.Г., 2013); они закладываются и в ближайших перспективных межпланетных проектах (Пичхадзе К.М., Ефанов В.В., Мартынов М.Б., 2010).

В данной статье представлены усовершенствованные методики расчёта работоспособности детонационных устройств разделения поршневого типа и их экспериментальной отработки.

## **1. Основные положения существующей методики расчёта работоспособности детонационных устройств разделения поршневого типа**

Для обеспечения работоспособности и высокой надёжности детонационных устройств разделения поршневого типа с зарядами из ЭВВ (разрывных болтов, детонационных замков (ДЗ) и ножей (ДН) и др.) нами ранее была разработана методика их расчёта (Котомин А.А., Душенок С.А., Ефанов В.В., 2014).

Работоспособность ДЗ определяется их способностью с высокой степенью надёжности совершить необходимую операцию по команде от системы управления КА: снятие силовой связи между отделяемыми частями КА.

Так как энергетическим элементом, дающим возможность совершить эту операцию в ДЗ, служит эластичное взрывчатое вещество в виде сплошного заряда сложной конфигурации, имеющего малые размеры и массу, то необходимым и достаточным условием является расчёт работоспособности, надёжности и полноты детонации такого заряда.

После проведения большого числа экспериментов с учетом аналитического исследования процесса срабатывания в ДЗ зарядов из ЭВВ сложной формы, малого сечения и массы была разработана методика расчёта работоспособности ДЗ.

Разработанная методика базируется на основных энергетических и детонационных характеристиках ЭВВ и газодинамике продуктов их взрыва.

Суть методики состоит в использовании следующих критериев:

- «Развиваемое усилие»;
- «Совершаемая работа».

По первому критерию заряд ЭВВ должен создать необходимое давление продуктов взрыва в зарядной камере ДЗ, которое с помощью поршня создает усилие, превышающее прочность разделяемого элемента замка-«шейки» с учетом коэффициента запаса работоспособности.

По второму критерию продукты взрыва при своем расширении по ходу поршня должны произвести работу, большую, чем потребная механическая работа разделения «шейки» ДЗ.

Ниже приведена схема расчёта заряда ЭВВ по критерию «Развиваемое усилие».

1. Расчёт усилия, развиваемого зарядом ЭВВ:

$$F_p = F \cdot k \text{ (кгс)}, \quad (1)$$

где  $F$  – заданное усилие для совершения ДЗ механического действия;  $k$  – коэффициент запаса.

2. Определение необходимого давления в зарядной камере в момент начала движения поршня ДЗ:

$$P_2 = F_p / S \text{ (кг/см}^2\text{)}, \quad (2)$$

где  $S$  – площадь поршня, на которую действует давление.

3. Расчёт расширения продуктов взрыва ЭВВ к моменту начала разделения «шейки». В это время происходит выбор зазоров и начало приложения действующей силы на поршень ДЗ.

Здесь необходимо рассмотреть два варианта расчётной формулы процесса расширения.

1. Если  $P_2$  больше  $P_{кр}$  ( $P_{кр} = 4470 \text{ кг/см}^2$ ), то уравнение политропы имеет вид

$$P_{exp} \cdot V_1^n = P_2 V_2^n, \quad (3)$$

где  $P_{exp} = 74950 \text{ кг/см}^2$  (для ЭВВ-75В);  $n$  – показатель политропы  $n = 3.37$ ;  $V_1$  – начальный объём зарядной камеры ( $\text{см}^3$ ), равный объёму рабочей части заряда ЭВВ;  $V_2$  – объём зарядной камеры при перемещении

поршня за счёт выборки зазоров в замке и начала воздействия поршня на разделение «шейки» ДЗ.

2. Если  $P_2$  меньше  $P_{кр}$ , то из адиабаты расширения продуктов взрыва сначала определяют соотношение удельных объёмов продуктов взрыва:

$$P_{кр} v_{кр}^\gamma = P_2 v_2^\gamma, \quad (4)$$

где  $v_2/v_0 = V_2/V_1$ ;  $P_{кр} = 4470$  кг/см<sup>2</sup>;  $v_{кр} = 1,425$  см<sup>3</sup>/г;  $\gamma = 1,3$ ;  $v_0 = 0,617$  см<sup>3</sup>/г – начальный удельный объём продуктов взрыва ЭВВ-75В.

Из системы уравнений

$$\left\{ \begin{array}{l} V_2/V_1 = \varphi \\ V_1 + \Delta V_1 = V_2 \\ \Delta V_1 = \delta_1 \cdot S \end{array} \right\}, \quad (5)$$

где  $\Delta V_1$  – увеличение объёма зарядной камеры при расширении продуктов взрыва при выборке зазоров и деформации поршня;  $S$  – площадь поршня (см<sup>2</sup>);  $\delta_1$  – ход поршня (по статистике,  $\delta_1 = 0,8 \dots 1,6$  мм для ДЗ в зависимости от типа замка и величины «шейки»), Находим значения  $V_1$  и  $V_2$  и массу рабочего заряда:

$$M = \rho_0 \cdot V_1 \text{ (г)}, \quad (6)$$

где  $\rho_0 = 1,62$  г/см<sup>3</sup> – плотность ЭВВ-75В.

4. Зная конфигурацию рабочего заряда ЭВВ и его элементов, по найденным значениям  $V_1$  и  $m$  определяем размеры рабочей части проектируемого заряда.

Рабочей частью зарядов ЭВВ в ДЗ и ДН, имеющих сложные протяженные заряды, является та основная их часть, продукты взрыва которой воздействуют непосредственно на поршень и создают давление, необходимое для разрыва «шейки». К рабочей части заряда, помимо диска или кольца, относится примыкающая часть заряда в канале длиной не более пяти диаметров канала. Это объясняется тем, что при одномерном разлете продуктов детонации (в нашем случае это удлиненный заряд в полузамкнутой неразрушаемой оболочке) активная часть заряда, продукты взрыва которой двигаются в направлении распространения детонационной волны, составляет не более 3...5 диаметров заряда.

Таким образом, рабочая (реактивная) часть заряда в форме диска дополняется, например для диаметра канала 2 мм, цилиндрическим зарядом диаметром 2 мм и длиной 6...10 мм и усечённым конусом (переходной элемент между диском и каналом)  $d_1 = 2$  мм,  $d_2 = 4$  мм; высота усечённого конуса  $h = 1$  мм.

Ниже приведена схема расчёта заряда ЭВВ по критерию «Совершаемая работа».

1. Величина механической работы определяется формулой

$$A_p = F(\delta_1 + \delta_2) \text{ (Дж)}, \quad (7)$$

где  $\delta_2 \approx 0,5$  мм – перемещение поршня, обеспечивающее полное разделение «шейки»;  $\delta_1$  – величина

деформации элементов корпуса и поршня ДЗ при приложении усилия  $F$ , определенного для конкретного узла;  $F$  – усилие, требуемое для разделения «шейки» ДЗ.

2. Находим плотность продуктов взрыва в момент окончания разрыва «шейки» ДЗ:

$$\Delta V_2 = S \cdot \delta_2 \text{ (см}^3\text{)}, \quad (8)$$

$$V_3 = V_2 + \Delta V_2; \quad (9)$$

$$\rho_3 = m/V_3 \text{ (г/см}^3\text{)}, \quad (10)$$

где  $V_2, S, m$  берутся из расчёта в предыдущем разделе;  $V_3$  – объём зарядной камеры в момент окончания разрыва «шейки» ДЗ.

3. Определяется удельная работа продуктов взрыва ЭВВ в соответствии с формулой

$$A_{y0} = u_j^2 [n/(n-1)] \cdot [1 - (\rho_3/\rho_j)^{n-1}], \quad (11)$$

где  $u_j$  – массовая скорость продуктов взрыва в точке Жуге (1,67 км/с);  $\rho_j$  – плотность продуктов взрыва в точке Жуге (2,10 г/см<sup>3</sup>);  $n = 3,37$  – показатель политропы.

4. Рассчитывается работа, совершаемая продуктами взрыва рабочего заряда:

$$A_3 = A_{y0} \cdot m \text{ (Дж)}, \quad (12)$$

где  $m$  – масса рабочего заряда.

Рассчитанная работа продуктов взрыва сравнивается с механической работой, необходимой для разрыва «шейки» ДЗ.

## 2. Совершенствование методики расчёта работоспособности детонационных замков и ножей

Рассмотренная методика расчёта работоспособности ДЗ хорошо коррелируется с экспериментальными данными при испытаниях ДЗ.

Однако, в ходе анализа состояния материальной части ДЗ после испытаний, нами было замечено, что посадочное место рабочего заряда ЭВВ и торец поршня, прилегающий к рабочему заряду, имеют некоторую величину деформации из-за очень быстрого воздействия высокого детонационного давления. Поэтому объём  $V_1$ , равный объёму рабочего заряда в формулах расчёта работоспособности ДЗ, должен приниматься с некоторым коэффициентом увеличения объёма ( $V_1 + \Delta V_1$ ).

Для оценки практического значения коэффициента  $\Delta V_1$  было разработано и изготовлено приспособление – имитатор детонационного замка (рисунок 1) с различным диаметром рабочего заряда. В реальных конструкциях часто применяют ДЗ:

- с номинальным зарядом диаметром 12 мм, толщиной 1 мм,
- с увеличенным зарядом диаметром 15 мм, толщиной 1 мм.

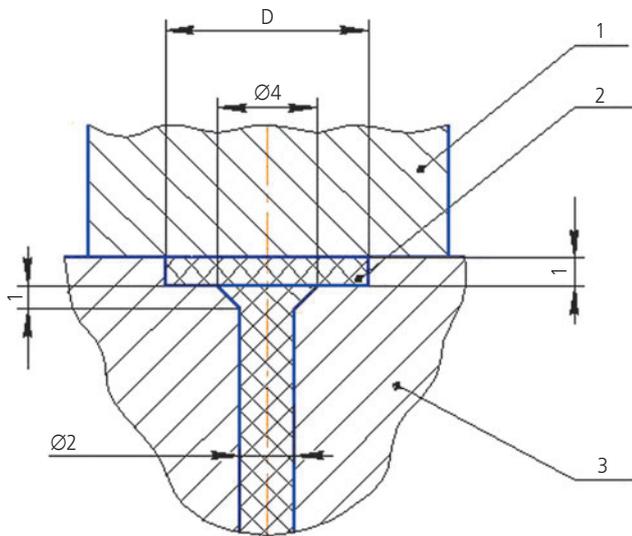
## СОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ МЕТОДИК РАСЧЁТА РАБОТОСПОСОБНОСТИ ДЕТОНАЦИОННЫХ УСТРОЙСТВ РАЗДЕЛЕНИЯ ПОРШНЕВОГО ТИПА И ИХ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЙ ОТРАБОТКИ

С использованием этих имитаторов ДЗ был проведен ряд экспериментов; после срабатывания зарядов ЭВВ оценивалась величина изменения объема зарядной камеры  $\Delta V_l$  (рисунок 1 и 2).

Изменение объема иницирующего канала, заполненного ЭВВ, для всех зарядов одинаково.

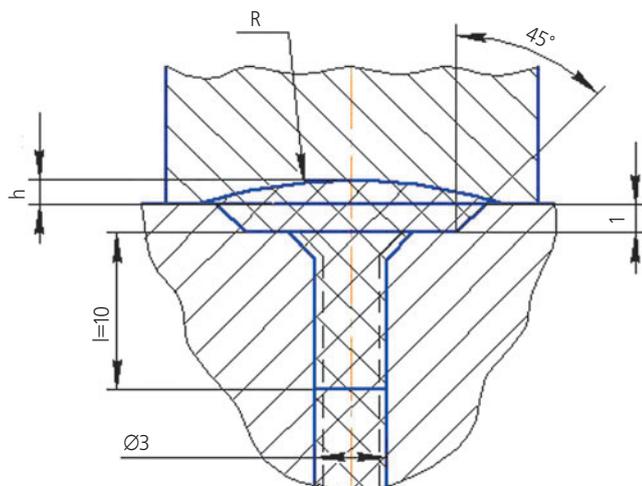
### Объем исходного рабочего заряда:

- номинальный объем диска ЭВВ:  
 $V=S \cdot h=0,785 \cdot 12^2 \cdot 1=113,04 \text{ мм}^3$ ;
- номинальный объем канала, заполненного ЭВВ:  
- цилиндр:  $V=S \cdot l=0,785 \cdot d^2 \cdot l=0,785 \cdot 4 \cdot 10=31,40 \text{ мм}^3$ ,  
- усеченный конус:  
 $V=S \cdot h$ ,  
 $S=D_{cp}^2 \cdot 0,785=[(4+2)/2]^2 \cdot 0,785=7,06 \text{ мм}^2$ ,  
 $V=7,06 \cdot h=7,06 \cdot 1=7,06 \text{ мм}^3$ ;



1 – поршень; 2 – рабочий заряд; 3 – корпус ДЗ.

рисунок 1. Исходное состояние зоны рабочего заряда ЭВВ



R – средний радиус мениска; h – максимальная высота мениска; l – расчётная длина активной части заряда ( $l \approx 5$  номинальных диаметров).

рисунок 2. Состояние зоны рабочего заряда ЭВВ после его детонации

- номинальный суммарный объем заряда до его детонации:

$$\Sigma V_{ном}=113,04+31,4+7,06=151,50 \text{ мм}^3.$$

### Объем зарядной камеры, занимаемый продуктами детонации ЭВВ:

- цилиндрический канал:  
 $D=3 \text{ мм}, l=10 \text{ мм}, V=S \cdot l=0,785 \cdot 3^2 \cdot 10=70,65 \text{ мм}^3$ ;
- усеченный конус:  
 $D=5 \text{ мм}, d=3 \text{ мм}, D_{cp}=(5+3)/2=4 \text{ мм}$ ,  
 $V_k=0,785 \cdot 4^2 \cdot 1,5=18,84 \text{ мм}^3$ ;
- объем основной части заряда – диска, который стал усеченным конусом:  
 $D_{вер}=12+1+1=14 \text{ мм}, d_{низ}=12 \text{ мм}$ ,  
 $D_{cp}=(14+12)/2=13 \text{ мм}, V_{диск}=0,785 \cdot 13^2 \cdot 1=132,66 \text{ мм}^3$ ,  
 $V_{\Sigma}=132,66+70,65+18,84=222,15 \text{ мм}^3$ .

Геометрически вычислить объем мениска на торце поршня не удалось из-за его сложной и неправильной формы.

Был применен способ точного взвешивания на аналитических весах с точностью до 0,00001 г.

Сначала взвешивался поршень без заполнения мениска пластилином, затем мениск тщательно, без воздушных пузырей, заполнялся пластилином и взвешивался заполненный поршень.

Определялась разность их масс, т.е. масса пластилина в мениске.

Перед этим с помощью взвешивания отдельной пробы пластилина определялась её масса, после чего гидростатическим методом определялся объем этой пробы пластилина. По этим результатам определялась плотность пластилина.

Результаты определения средней плотности используемого пластилина представлены в таблице 1.

таблица 1 – Плотность пластилина

№	$G_n$ (г)	$V_n$ (см <sup>3</sup> )	$\gamma_{пл}$ (г/см <sup>3</sup> )	$\gamma_{ср}$ (г/см <sup>3</sup> )
1	2,31475	1,9	1,291	1,237
2	1,18400	1,0	1,184	

Результаты взвешивания и определения объема мениска в поршнях представлены в таблице 2.

Вычисленные средние объемы мениска от воздействия номинального и усиленного зарядов:

$$V_{м.ном}=47,64 \text{ мм}^3, V_{м.ус}=91,80 \text{ мм}^3.$$

Суммарный средний объем зарядной камеры после детонации заряда ЭВВ с учетом мениска на торце поршня:

$$\Sigma V_{ном}=222,15+47,64=269,79 \text{ мм}^3,$$

$$\Delta V=269,79-151,50=118,29 \text{ мм}^3,$$

$\Delta V$  – увеличение объема взрывной камеры заряда.

### Относительное увеличение объема – 78,1%

Приведём результаты аналогичного расчёта для усиленного заряда:

таблица 2 – Определение объёма мениска в поршнях

№	вес поршня с пластилином	вес поршня без пластилина	$\Delta G$	$V=\Delta G/\gamma_{пл}$ (см <sup>3</sup> )	примечание
1	47,70915	47,65080	0,05835	0,04714	номин.
2	47,68675	47,63300	0,05375	0,04342	номин.
3	47,47130	47,40665	0,06465	0,05223	номин.
4	106,63335	106,52615	0,1072	0,0866	усилен.
5	46,90165	16,81035	0,0913	0,07375	усилен.
6	139,30775	139,25605	0,0517	0,04176	номин.
7	47,455465	47,31945	0,1352	0,10922	усилен.
8	47,02200	46,90115	0,12085	0,09762	усилен.

$$\Sigma V_{ус.ном} = 176,63 + 31,4 + 7,06 = 215,09 \text{ мм}^3,$$

$$\Sigma V_{ус.зар.кам} = 200,96 + 70,65 + 18,84 + 91,80 = 382,25 \text{ мм}^3,$$

$$\Sigma V_{ус.ном} = 382,25 - 215,09 = 167,16 \text{ мм}^3.$$

#### Относительное увеличение объёма – 77,7%

Таким образом, коэффициент увеличения объёма зарядной камеры после детонации ЭВВ составляет  $k = 1,777 \dots 1,781$  (среднее значение 1,78).

В представленной выше методике расчёта определённую нами величину  $\Delta V_I$  необходимо учитывать и рассчитывать значение давления продуктов взрыва ЭВВ по политропе в новом объёме ( $1,78V_I$ ):

$$P_{взр} \cdot V_I^n = P_2^1 \cdot (1,78 \cdot V_I)^n, \quad (13)$$

$$\text{где } P_{взр} = 74950 \text{ кг/см}^2, n = 3.37.$$

Далее необходимо вести расчёт по существующей методике, подставляя вместо значения давления  $P_2$  его новое значение  $P_2^1$ . Для случая, когда  $P_2$  меньше  $P_{кр}$ , также вместо  $V_I$ , равного объёму заряда, подставляем  $1,78 \cdot V_I$  и ведём расчёт по методике с использованием адиабаты расширения продуктов взрыва.

### 3. Экспериментальное исследование воздействия взрыва зарядов ЭВВ, размещённых в каналах модельной конструкции детонационных замков и ножей

В корпусах детонационных замков и ножей рабочий заряд ЭВВ находится на некотором расстоянии от электродетонатора (ЭД) или заряда-усилителя транслятора детонации.

Для передачи инициирующего импульса от ЭД или транслятора служат удлинённые заряды ЭВВ в каналах, выполненных в корпусах детонационных замков или ножей в виде узких цилиндрических протяжённых отверстий, изготавливаемых обычно сверлением, диаметром 1,5...2 мм.

Монолитный фигурный заряд из ЭВВ формируется методом экструзии (до полимеризации заряда ЭВВ), при этом также полностью заполняются каналы, связывающие рабочую часть заряда с зоной размещения ЭД или транслятора.

Каналы, заполненные ЭВВ, располагаются на некотором расстоянии от наружной поверхности корпуса ДЗ или ДН.

При срабатывании ЭВВ-75В в канале, объём которого равен объёму ЭВВ ( $V_{кан} = V_{зар}$ ), в нём в начальный момент развивается давление продуктов детонации, равное давлению взрыва ( $P_{взр} = 74950 \text{ кгс/см}^2$ ), с последующей разгрузкой в свободные объёмы корпусов ДЗ и ДН.

Если принять, что канал имеет стенку некоторой толщины, соизмеримую с диаметром канала или даже больше, то можно рассмотреть эту конструкцию как толстостенную трубу. При этом по известной формуле можно было бы рассчитать необходимую величину стенки канала, которая выдерживает давление взрыва при условии статического воздействия давления.

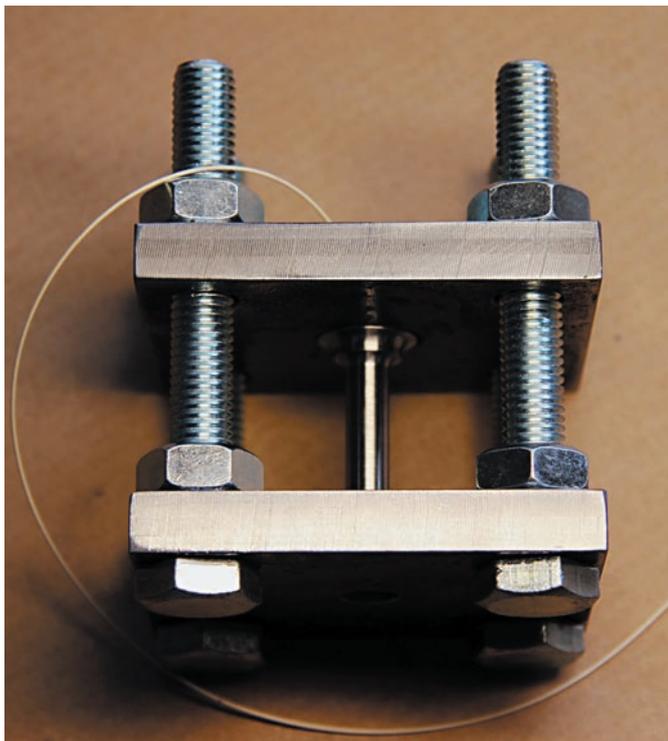
Для толстостенной трубы по третьей теории прочности при воздействии одного внутреннего давления справедливо уравнение

$$r_{нар} = r_{вн} \sqrt{\frac{[\sigma]}{[\sigma] - 2P_{вн}}}. \quad (14)$$

Если даже принять  $[\sigma] = \sigma_0$  для титанового сплава, равное 8000...12000 кгс/см<sup>2</sup>, а  $P_{вн} = P_{вз} = 74950 \text{ кгс/см}^2$ , то подкоренное выражение будет иметь отрицательное значение, т.е. ни одна труба из титанового сплава не выдержит статическое давление, равное  $P_{взр}$ .

Точно оценить время воздействия этого давления продуктов детонации и закон его падения (разгрузки) практически невозможно. Поэтому нами была разработана методика экспериментальной оценки необходимой минимальной толщины стенки канала с определённым диаметром в корпусе ДЗ или ДН, изготовленных из различных материалов, на модельной конструкции (МК).

Модельная трубчатая конструкция, изготовленная из различных металлов, представляет собой единственный цилиндрический канал с различной толщиной стенки. На концах модельной конструкции выполнены усиления в виде утолщённых дисков для блоки-



**рисунок 3.** Приспособление для испытаний МК с ЭВВ



**рисунок 4.** Полное разрушение МК



**рисунок 5.** Частичное разрушение МК

рования воздействия краевого эффекта при срабатывании передаточного заряда.

Ниже приведены методика, порядок проведения испытаний и их результаты.

1. Каналы МК методом экструзии заполнялись эластичным ВВ с последующей его полимеризацией при повышенной температуре. Затем измерялся фактический размер наружного диаметра МК.

2. МК устанавливалась в технологическое приспособление между двумя жесткими фланцами, которые стягивались между собой четырьмя резьбовыми шпильками.

3. К торцу заряда канала с помощью усилителя («подмазки» из пластичного ВВ) присоединялся шнуровой заряд ЭВВ диаметром 0,5 мм и длиной ~0,3 м. К другому концу шнурового заряда также с использованием «подмазки» присоединялся электродетонатор типа «ЭД-8».

Такая схема срабатывания исключала воздействие ударной волны от ЭД на испытываемую сборку.

4. Испытуемая сборка устанавливалась в бронекуполе и закреплялась в тисках (рисунок 3). ЭД подстыковывался к линии подрыва, и по команде производилось срабатывание ЭД, от которого инициировалась детонация заряда ЭВВ в канале МК.

5. После взрыва МК фотографировалась, и оценивалось изменение её наружного диаметра.

6. Результаты испытаний.

6.1. Испытаниям подвергались модельные конструкции с каналом диаметром 2 мм, изготовленные из прутка нержавеющей стали 12Х18Н9Т – 4 шт. с толщиной стенок:



**рисунок 6.** Увеличение наружного диаметра МК без образования трещин

- 2,47 мм – полное разрушение МК;
- 2,96 мм – вскрытие стенки канала, частичное разрушение МК;
- 3,97 мм – увеличение наружного диаметра на 0,94 мм (исходный диаметр 9,94 мм), без образования трещин на наружной поверхности.

6.2. МК с каналом диаметром 2 мм, изготовленные из титанового сплава ВТ6 с толщинами стенок:

- 2,475 мм – полное разрушение МК (рисунок 4);
- 3,44 мм – частичное разрушение МК (рисунок 5);
- 4,245 мм – увеличение наружного диаметра на 0,31 мм (исходный диаметр 10,49 мм), без образования трещин (рисунок 6);

- 4,965 мм – увеличение наружного диаметра на 0,34 мм (исходный диаметр 11,93 мм), без образования трещин.

6.3. МК с каналом диаметром 2 мм, изготовленные из алюминиево-магниевого сплава АМг-6 с толщинами стенок:

- 4,985 мм – полное разрушение МК (исходный диаметр 11,97 мм);
- 5,97 мм – увеличение наружного диаметра с образованием трещин;

Полученные результаты использованы при проектировании конструкций детонационных замков и ножей.

#### **4. Методика экспериментальной отработки новых конструкций детонационных устройств разделения**

Опыт проектирования и экспериментальной отработки исполнительных детонационных устройств разделения поршневого типа позволил усовершенствовать соответствующий методический аппарат. В качестве примера, ниже приводится методика экспериментальной отработки новых перспективных конструкций комбинированных замков-ножей.

При отделении отработавших узлов и агрегатов КА и РН часто требуется перед их отделением разделить кабельную сеть, связывающую отделяемые части КА. Для этого традиционно устанавливают пироножи или отрывные платы с разделяемыми электросоединителями.

При этом перед командой на отделение необходимо ввести еще одну команду – на резку или разъединение кабельной сети – и строго контролировать последовательность подачи команд на устройства отделения.

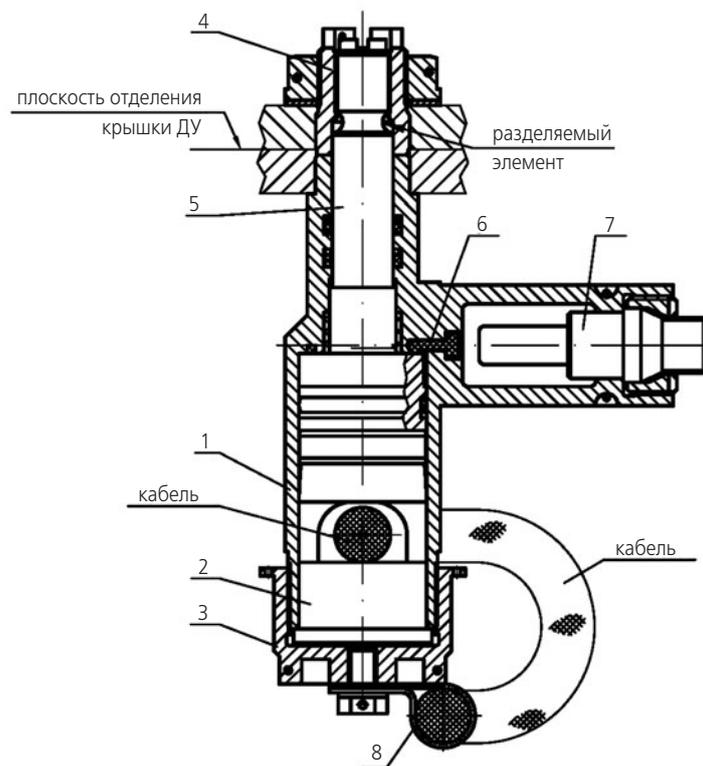
Это ведёт к усложнению и удорожанию системы управления – необходимы дополнительные телеметрические ячейки контроля состояния пироузлов, дополнительные блоки преобразования слаботочных командных импульсов системы управления в «силовые» команды с величиной тока не менее 2 А на мостик пироузлов.

Конструкцию можно упростить, если обеспечить автоматическую резку кабеля одновременно по команде на отделение частей КА.

Подобная задача была решена нами при разработке устройства сброса защитной крышки сопла камеры сгорания двигательной установки (ДУ) КА «ЛУНА-ГЛОБ».

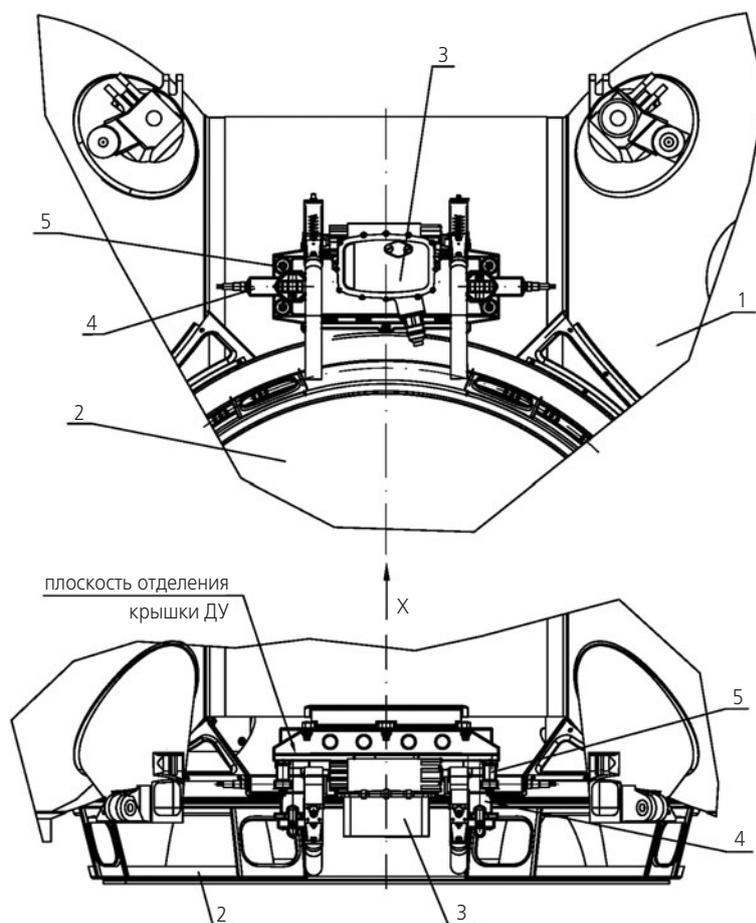
В процессе мягкой посадки на поверхность Луны для снижения затрат топлива на торможение КА необходимо сбросить электрический привод закрытия и открытия крышки ДУ, а также саму крышку при дефиците команд системы управления.

**СОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ МЕТОДИК РАСЧЁТА РАБОТОСПОСОБНОСТИ ДЕТОНАЦИОННЫХ УСТРОЙСТВ  
РАЗДЕЛЕНИЯ ПОРШНЕВОГО ТИПА И ИХ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЙ ОТРАБОТКИ**



**1** – корпус; **2** – наковальня; **3** – гайка; **4** – насадка; **5** – шток-нож; **6** – ЭВВ; **7** – электродетонатор; **8** – хомут.

**рисунок 7.** Комбинированный детонационный замок с ножом



**1** – ДУ; **2** – защитная крышка; **3** – привод; **4** – замок-нож; **5** – толкатель.

**рисунок 8.** Устройство отделения электрического привода с защитной крышкой ДУ

Для этого был разработан детонационный замок с поршнем-ножом, который в начальный момент разделяет «шейку» ДЗ, затем нож перерезает кабельную сеть, связывающую электропривод и электродетонаторы устройства отделения с системой управления.

На рисунке 7 представлена конструкция комбинированного детонационного замка с ножом для автоматической резки электрического кабеля.

На рисунке 8 представлен общий вид устройства отделения электрического привода с защитной крышкой ДУ.

При такой конструкции через разрезаемую кабельную сеть можно проложить электрический кабель, подающий команду на отделение. После прохождения команды кабель будет автоматически разрезан.

При расчёте необходимой массы рабочего заряда ДЗ необходимо учесть увеличение его массы для обеспечения резки кабеля.

Ориентировочно величина необходимой энергии для резки кабеля определяется статической резкой образцов кабеля, аналогичных штатному на разрывных машинах, затем она увеличивается в 1,5–2 раза за счет потерь при динамической ударной резке комбинированным замком-ножом.

Первоначальный объём посадочного места рабочего заряда рассчитывают в соответствии с приведенной выше методикой расчёта работоспособности ДЗ по максимальным параметрам:

- максимальное усилие разрыва «шейки» ДЗ;
- максимальное усилие резки электрического кабеля с учётом заданного запаса по работоспособности ДЗ.

После этого разрабатывается ряд стальных колец, которыми можно менять объём заряда от максимального до минимального.

Далее снаряжают несколько ДЗ с различными массами рабочих зарядов.

Номинальную массу заряда уточняют по сравнению с расчётной экспериментально по величине внедрения ножа в наковальню после резки электрического кабеля (глубина по статистике 1,0...1,5 мм).

Затем снаряжают несколько замков с массой заряда, в 1,5 раза большей, чем номинальная. При штатном срабатывании этих замков подтверждается их прочность, т.е. неразрушение корпуса ДЗ.

После этого снаряжают замки с массой заряда в 1,5 раза меньшей, чем номинальная. При штатном срабатывании этих замков определяют запас работоспособности ДЗ.

При положительных результатах экспериментальной отработки переходят к этапу испытаний по программе предварительных испытаний.

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Проведены экспериментальные исследования по воздействию продуктов детонации рабочей части заряда ЭВВ на примыкающие к ней зоны корпуса и поршня детонационных устройств разделения. Полученные результаты позволили установить величину деформации этих зон и определить коэффициент увеличения объёма зарядной камеры устройств после детонации рабочей части заряда.

На основании результатов исследований усовершенствована методика расчёта работоспособности детонационных устройств разделения поршневого типа.

Рассмотрены и решены также вопросы проектирования и методик экспериментальной отработки новых перспективных конструкций детонационных замков, детонационных ножей и комбинированных замков-ножей.

## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

*Ефанов В.В., Бирюков А.С., Деменко О.Г.* К вопросу снижения динамических нагрузок при срабатывании устройств разделения перспективных орбитальных астрофизических обсерваторий // Вестник ФГУП НПО имени С.А. Лавочкина. 2013. № 3 (19). С. 21-26.

*Ефанов В.В., Горовцов В.В., Подобедов Я.Г., Котомин А.А., Душенюк С.А.* Новое поколение детонационных устройств разделения конструкции космических аппаратов (основы проектирования) // Российско-американский научный журнал «Актуальные проблемы авиационных и аэрокосмических систем: процессы, модели, эксперимент». 2007. Т. 12, вып. 3 (25). С. 18-24.

*Ефанов В.В., Котомин А.А., Душенюк С.А. и др.* Проблема снижения динамического воздействия на космические аппараты при срабатывании взрывных систем разделения // Фундаментальные проблемы космонавтики. 2001. № 4. С. 34-39.

*Котомин А.А., Душенюк С.А., Ефанов В.В.* Общие принципы проектирования детонационных устройств разделения на основе эластичных взрывчатых веществ // Проектирование автоматических космических аппаратов для фундаментальных научных исследований: монография / Под ред. В.В. Хартова, К.М. Пичхадзе. В 3-х т. Т. 3. Раздел 4.3.2. М.: Изд-во МАИ-Принт, 2014. С. 1238-1319.

*Пичхадзе К.М., Ефанов В.В., Мартынов М.Б.* Создание автоматических космических комплексов для научных исследований Луны: Вчера. Сегодня. Завтра. (К 45-летию космической деятельности НПО им. С.А. Лавочкина // Полет. Общероссийский научно-технический журнал, 2010. № 11. С. 3-8.

*Статья поступила в редакцию 09.03.2016 г.*

## ОБЕСПЕЧЕНИЕ РАДИАЦИОННОЙ БЕЗОПАСНОСТИ КОСМИЧЕСКИХ РАДИОИЗОТОПНЫХ ГЕНЕРАТОРОВ



**А.А. Гафаров<sup>1</sup>**,  
кандидат технических наук,  
kerc@elnet.msk.ru;  
**A.A. Gafarov**

## RADIATION SAFETY ASSURANCE OF SPACE RADIOISOTOPE GENERATORS



**К.Д. Долгуничев<sup>1</sup>**,  
kerc@elnet.msk.ru;  
**K.D. Dolgunichev**

*Приведены сведения о запусках в космос радиоизотопных генераторов тепловой, электрической и комбинированной энергии. Изложены современные международные принципы обеспечения безопасного использования космических радиоизотопных генераторов. Представлен опыт реализации этих принципов.*

*Ключевые слова: космический аппарат; радиоизотопный генератор; радиоизотопный тепловой блок; радиоизотопный термоэлектрический генератор; обеспечение радиационной безопасности.*

### ВВЕДЕНИЕ

Целесообразность и перспективность использования в космической технике радиоизотопных генераторов (РИГ), энергия в которых получается за счёт использования реакции естественного распада радиоактивных изотопов, продиктованы их уникальными техническими характеристиками: высокой надёжностью, безотказной работой, длительным функционированием в условиях открытого космоса при сохранении стабильности выходных параметров независимо от ориентации в космическом пространстве и уровня освещённости Солнцем.

В качестве источника энергии для РИГ космического назначения в настоящее время используется искусственно нарабатываемый радиоизотоп плутоний-238, который имеет относительно высокое начальное

*The information concerning launches of radioisotope generators of heat, electric and combined power into space is overviewed. Nowadays international principles relevant to the safe use of space radioisotope generators are stated. The experience of the realization of these principles is presented.*

*Key words: spacecraft; radioisotope generator; radioisotope heat unit; radioisotope thermoelectric generator; radiation safety assurance.*

удельное энерговыделение (0,57 Вт/г), большой период полураспада (89 лет), низкий радиационный выход (*Корлисс У. и др.*, 1967). Это позволяет отказаться от использования в генераторах на плутонии-238 дополнительной радиационной защиты и, таким образом, разработать достаточно компактные и относительно небольшие по массе конструкции генераторы. Существенным недостатком таких генераторов является их высокая стоимость, обусловленная высокой стоимостью радиоизотопа. Поэтому, хотя в начальный период РИГ использовались на околоземных космических аппаратах (КА), в настоящее время они рассматриваются только в качестве источников энергоснабжения межпланетных КА, при этом их электрическая мощность практически не превышает 1 кВт.

<sup>1</sup> ГНЦ ФГУП «Исследовательский центр имени М.В. Келдыша», Россия, г. Москва.

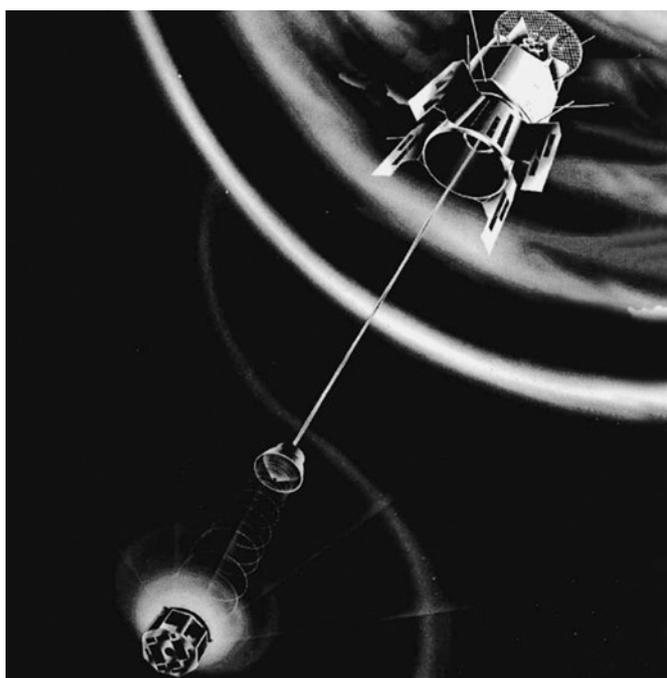
SSC FSUE «Keldysh Research Centre», Russia, Moscow.

## 1. Радиоизотопные генераторы в космосе

Запуск 29 июня 1961 года американского спутника «Transit 4A» с радиоизотопным термоэлектрическим генератором (РИТЭГ) SNAP-3B (рисунок 1) положил начало использованию ядерной энергетики в космосе (таблица 1). На спутнике «Transit 4A», как и на спутнике «Transit 4B», РИТЭГ электрической мощностью 2,7 Вт использовался в качестве дополнительного источника энергии к солнечной батарее электрической мощностью 35 Вт. А РИТЭГ SNAP-9A номинальной электрической мощностью 25 Вт на спутниках серии «Transit 5BN» (рисунок 2) уже являлся основным источником энергоснабжения КА, как и на остальных околоземных КА с РИГ (Dassoulas J. et al., 2007).



**рисунок 1.** Установка РИТЭГ SNAP-3B в спутник «TRANSIT 4a»



**рисунок 2.** Спутник «TRANSIT 5BN» с РИТЭГ SNAP-9A

Как следует из таблицы 1 (Гафаров А.А., 2014; Лисов И., 2014), по состоянию на 30 июня 2015 года в мире в общей сложности был осуществлен запуск 38 КА с радиоизотопными генераторами тепловой, электрической и комбинированной энергии, из них 31 – в США, 6 – в СССР/России, 1 – в КНР.

## 2. Принципы обеспечения радиационной безопасности

Радиоизотопные генераторы, наряду с ядерными реакторами, являются разновидностью ядерных источников энергии (ЯИЭ). Современные международные правила обеспечения безопасного применения ЯИЭ в космосе изложены в принятом Генеральной Ассамблее ООН 14 декабря 1992 года документе «Принципы, касающиеся использования ядерных источников энергии в космическом пространстве» (Принципы..., 1992). Как подчёркивается в преамбуле этого документа, использование ЯИЭ в космическом пространстве должно основываться на тщательной оценке безопасности, включая вероятностный анализ риска, с основным упором на снижение риска того, что в результате аварии население подвергнется воздействию вредоносного излучения или радиоактивных веществ.

На основании изложенных в документе ООН общих целей в отношении безопасности, государства, запускающие космические объекты с ЯИЭ на борту, должны прилагать усилия для защиты отдельных лиц, населения и биосферы от радиационных опасностей. Конструкция и использование космических объектов с ЯИЭ на борту с высокой степенью уверенности должны обеспечивать, чтобы при предвидимых нормальных и аварийных обстоятельствах опасность была ниже приемлемых уровней. Для этого системы безопасности должны проектироваться, конструироваться и эксплуатироваться в соответствии с общим принципом глубокой защиты. Этот принцип означает наличие возможности устранить или нейтрализовать любые предвидимые отказы или неполадки в работе устройства, чреватые для безопасности, с использованием какой-либо операции или процедуры, возможно в автоматическом режиме. Надежность систем, имеющих важное значение для безопасности, должна обеспечиваться, среди прочего, за счет дублирования, физического разделения, функциональной изоляции и адекватной независимости их компонентов.

В соответствии с рассматриваемым документом ООН радиоизотопные генераторы могут использоваться для межпланетных полетов и других полетов за пределами гравитационного поля Земли. Они также могут использоваться на околоземной орбите, если после завершения рабочей части своего полёта

# ОБЕСПЕЧЕНИЕ РАДИАЦИОННОЙ БЕЗОПАСНОСТИ КОСМИЧЕСКИХ РАДИОИЗОТОПНЫХ ГЕНЕРАТОРОВ

**таблица 1** – Космические аппараты с РИГ

дата запуска	наименование КА	наименование РИГ	количество РИГ	электрическая мощность, Вт	тепловая мощность, Вт	местонахождение
29.06.1961	«TRANSIT 4А»	SNAP <sup>1</sup> -3В	1	2,7	52,5	околоземная орбита
15.11.1961	«TRANSIT 4В»	SNAP-3В	1	2,7	52,5	околоземная орбита
28.09.1963	«TRANSIT 5BN-1»	SNAP-9А	1	25	525	околоземная орбита
05.12.1963	«TRANSIT 5BN-2»	SNAP-9А	1	25	525	околоземная орбита
12.04.1964	«TRANSIT 5BN-3»	SNAP-9А	1	25	525	аварийный запуск на околоземную орбиту, РИГ сгорел в атмосфере
03.09.1965	«КОСМОС-84»	Орион-1	1	20		околоземная орбита
18.09.1965	«КОСМОС-90»	Орион-1	1	20		околоземная орбита
18.05.1968	«NIMBUS В-1»	SNAP-19-В2	2	28	630	аварийный запуск на околоземную орбиту, РИГ извлечен из океана
19.02.1969	«ЛЮНОХОД»	блок обогрева	1	–	1020	аварийный запуск на Луну, РИГ сохранился
14.04.1969	«NIMBUS III»	SNAP-19-В3	2	28	630	околоземная орбита
16.07.1969	«APOLLO-11»	SNAP-27	1	73	1480	на поверхности Луны
14.11.1969	«APOLLO-12»	SNAP-27	1	73	1480	на поверхности Луны
11.04.1970	«APOLLO-13»	SNAP-27	1	73	1480	из-за аварии на борту КА не был доставлен на Луну, РИГ затонул в Тихом океане
10.11.1970	«ЛЮНОХОД-1»	блок обогрева	1	–	1020	на поверхности Луны
31.01.1971	«APOLLO-14»	SNAP-27	1	73	1480	на поверхности Луны
26.07.1971	«APOLLO-15»	SNAP-27	1	73	1480	на поверхности Луны
02.03.1972	«PIONEER-10»	SNAP-19	4	40	645	покинул Солнечную систему
16.04.1972	«APOLLO-16»	SNAP-27	1	73	1480	на поверхности Луны
02.09.1972	«TRANSIT TRIAD-1»	Transit-RTG <sup>2</sup>	1	35	850	околоземная орбита
07.12.1972	«APOLLO-17»	SNAP-27	1	73	1480	на поверхности Луны
08.01.1973	«ЛЮНОХОД-2»	блок обогрева	1	–	1020	на поверхности Луны
05.04.1973	«PIONEER-11»	SNAP-19	4	40	645	покинул Солнечную систему
20.08.1975	«VIKING-1»	SNAP-19	2	42	685	на поверхности Марса
09.09.1975	«VIKING-2»	SNAP-19	2	42	685	на поверхности Марса
14.03.1976	«LES-8»	MHW-RTG <sup>3</sup>	2	154	2400	околоземная орбита
14.03.1976	«LES-9»	MHW-RTG	2	154	2400	околоземная орбита
20.08.1977	«VOYAGER-1»	MHW-RTG	3	160	2400	покинул Солнечную систему
05.09.1977	«VOYAGER-2»	MHW-RTG	3	160	2400	покинул Солнечную систему
18.10.1989	«GALILEO»	GPHS-RTG <sup>4</sup> RHU <sup>5</sup>	2 120	288 –	4500 1	на поверхности Юпитера
06.10.1990	«ULYSSES»	GPHS-RTG	1	288	4500	на орбите Солнца
16.11.1996	«МАРС-96»	ТБ <sup>6</sup> «Ангел» РИТЭГ «Ангел» РИТЭГ «Ангел»	4 4 2	– 0,2 0,4	8,5 8,5 17	аварийный запуск, падение на Землю без разрушения
04.12.1996	«MARS PATHFINDER»	RHU	3	–	1	на поверхности Марса
15.10.1997	«CASSINI»	GPHS-RTG RHU	3 117	288 –	4500 1	на орбите Сатурна
10.06.2003	«MER <sup>7</sup> SPIRIT»	RHU	8	–	1	на поверхности Марса
07.07.2003	«MER OPPORTUNITY»	RHU	8	–	1	на поверхности Марса
19.01.2006	«NEW HORIZONS»	GPHS-RTG	1	288	4500	пролет Плутона, на пути к поясу Койпера
26.11.2011	«MARS SCIENCE LABORATORY»	MMRTG <sup>8</sup>	1	110	2000	на поверхности Марса
02.12.2013	«LANDER CHANG'E-3», «ROVER YUTU»	ТБ-120 ТБ-4	2 1	– –	120 4	на поверхности Луны

<sup>1</sup> SNAP – Systems for Nuclear Auxiliary Power (вспомогательные ядерные источники энергии).

<sup>2</sup> RTG – Radioisotope Thermoelectric Generator (радиоизотопный термоэлектрический генератор – РИТЭГ).

<sup>3</sup> MHW-RTG – Multi Hundred Watts RTG (многосотваттный РИТЭГ).

<sup>4</sup> GPHS-RTG – General Purpose Heat Source-RTG (РИТЭГ на основе многоцелевого теплового источника).

<sup>5</sup> RHU – Radioisotope Heat Unit (радиоизотопный тепловой модуль).

<sup>6</sup> ТБ – тепловой блок.

<sup>7</sup> MER – Mars Exploration Rover (исследовательский марсоход).

<sup>8</sup> MMRTG – Multi-Mission RTG (многоцелевой РИТЭГ).

они хранятся на высокой орбите. В любом случае необходимо окончательное удаление.

Что касается реализации принципа глубокой защиты, то РИГ должны защищаться системой защитных оболочек, спроектированных и сконструированных таким образом, чтобы выдерживать тепловые и аэродинамические нагрузки во время возвращения в верхние слои атмосферы в предвидимых орбитальных условиях, в том числе при входе с высокоэллиптических орбит или гиперболических орбит, если это имеет место. При ударе о землю система защитной оболочки и физическая форма изотопов должны гарантировать отсутствие выброса радиоактивного материала в окружающую среду, с тем, чтобы район падения можно было полностью дезактивировать путем проведения операции по эвакуации.

Следует отметить, что рассматриваемый документ ООН является результатом, прежде всего многолетней деятельности Рабочей группы по использованию ЯИЭ в космическом пространстве, созданной Научно-техническим подкомитетом Комитета ООН по мирному использованию космического пространства (Комитет ООН по космосу) после аварийного падения в феврале 1978 года на территорию Канады советского спутника «КОСМОС-954» с реакторной ядерной энергоустановкой БЭС-5. Юридические аспекты этого документа были доработаны в Юридическом подкомитете Комитета ООН по космосу. Документ фактически обобщил и закрепил на международном уровне опыт СССР/России и США по обеспечению безопасности при использовании реакторных и радиоизотопных ЯИЭ в космосе. Он имеет рекомендательный характер, однако строго соблюдается всеми государствами-членами ООН, осуществляющими деятельность по использованию ядерной энергии в космосе.

Генеральная Ассамблея ООН 10 декабря 2009 года одобрила документ «Рамки обеспечения безопасного использования ядерных источников энергии в космическом пространстве» (*Рамки...*, 2009), подготовленный совместно Комитетом ООН по космосу и Международным агентством по атомной энергии. Как отмечается в этом документе, ЯИЭ, которые использовались в прошлом, используются в настоящее время и предполагается использовать в будущем, включают радиоизотопные энергетические установки (в том числе радиоизотопные термоэлектрические генераторы и радиоизотопные тепловые блоки) и ядерные реакторы для энергоснабжения или приведения в движение. Это положение учитывает, в частности, то обстоятельство, что в настоящее время ведутся работы по обоснованию возможности применения радиоизотопных ЯИЭ для приведения КА в движение как с помощью электроракетных двигателей, питающихся от радиоизотопных генераторов

электрической энергии, так и с помощью тепловых ракетных двигателей, рабочее тело которых нагревается от радиоизотопа. Возможность организации перемещения КА в космическом пространстве за счет энергии радиоизотопного генератора может быть использована для решения проблемы обеспечения радиационной безопасности (ОРБ).

### 3. Опыт обеспечения радиационной безопасности

В соответствии с принятой в США на первом этапе использования радиоизотопных ЯИЭ концепцией ОРБ (*Bennett G.L.*, 1981), РИГ первых поколений SNAP-3В и SNAP-9А были спроектированы и отработаны на сгорание использованного в них металлического плутония до частиц субмикронного размера и рассеивание их на больших территориях при аварийном возвращении на Землю. Подтверждение приемлемости и реализуемости этого подхода было получено при аварийном запуске 12 апреля 1964 года спутника «TRANSIT 5BN-3».

В настоящее время на околоземных орбитах в высотном диапазоне 890–1150 км остаются четыре американских спутника с радиоизотопными ЯИЭ, рассчитанными на диспергирование плутониевого топлива при входе в атмосферу. В каждом из двух генераторов SNAP-3В содержится около 100 г изотопа плутоний-238, а в каждом генераторе SNAP-9А – около одного килограмма. Прогнозируемое время существования КА с этими РИГ находится в диапазоне 500–2000 лет. Активность плутония-238 за этот период снизится в  $49 - 5,7 \cdot 10^6$  раз (*Гафуров А.А.*, 2014).

В связи с планами наращивания мощности РИГ, а, следовательно, и количества используемого в них радиоизотопа, при создании радиоизотопных ЯИЭ следующих поколений в США была принята концепция сохранения топлива во всех аварийных ситуациях. При этом металлический плутоний с температурой плавления  $640^\circ\text{C}$  и чрезвычайно высокой химической активностью был заменен на двуокись плутония с температурой плавления  $2240^\circ\text{C}$ . Эта высокотемпературная химически практически пассивная керамика была заключена в оболочку из жаростойкого иридиевого сплава, а полученная таким образом топливная ампула была снабжена специальным теплозащитным кожухом для противостояния аэродинамическому нагреву при аварийном возвращении на Землю. Об эффективности технических решений по сохранению радиоизотопного топлива свидетельствуют два возвращенных в целом состоянии со дна океана РИТЭГ SNAP-19 после аварии 18 мая 1968 года ракеты-носителя со спутником «NIMBUS B-1».

## ОБЕСПЕЧЕНИЕ РАДИАЦИОННОЙ БЕЗОПАСНОСТИ КОСМИЧЕСКИХ РАДИОИЗОТОПНЫХ ГЕНЕРАТОРОВ

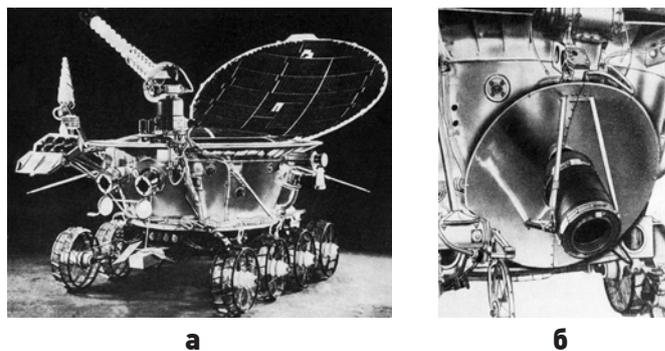
Американскими специалистами была успешно решена и проблема предотвращения выброса радиоизотопа в окружающую среду при входе в атмосферу Земли со второй космической скоростью. Эффективность и надежность принятых конструктивных решений была подтверждена при возвращении на Землю РИГ SNAP-27, который не был доставлен на Луну из-за аварии на борту пилотируемого корабля «APOLLO-13».

Назначенный в 1963 году головной организацией по решению проблемы ОРБ для бортовых реакторных энергоустановок БЭС-5 и ТЭУ-5 при выполнении ими заданной программы и в аварийных ситуациях Центр Келдыша (в тот период НИИ-1 Государственного комитета СССР по авиационной технике) возглавил и работы по ОРБ при использовании радиоизотопных энергоустановок в космосе (*Исследовательский центр имени М.В. Келдыша...*, 2003; *Гафаров А.А.*, 2004). На двух запущенных в нашей стране в 1965 году околоземных КА с РИТЭГ в качестве топлива использовался полоний-210. Процесс производства этого радиоизотопа гораздо проще и дешевле по сравнению с процессом производства плутония-238. Радиоизотоп полоний-210 имеет очень высокое начальное значение удельной мощности 140 Вт/г, но малый период полураспада, составляющий 138 суток (0,378 года). Он обладает чрезвычайно высокой токсичностью, в связи с чем с самого начала работ по космической радиоизотопной энергетике в нашей стране была принята концепция исключения выхода радиоактивного материала в окружающую среду. На околоземных КА, для которых скорость при аварийном возвращении на Землю не превышала первую космическую, эта проблема решалась относительно легко с помощью многослойной металлической теплозащиты. За прошедшие после запуска КА с РИТЭГ «ОРИОН-1» почти 50 лет активность радиоизотопа снизилась в  $8,1 \cdot 10^{39}$  раз, то есть стала пренебрежимо малой.

Следующий этап работ в нашей стране по ОРБ для космических РИГ был связан с созданием в НПО имени С.А. Лавочкина «ЛУНОХОДОВ» (*Гафаров А.А. и др.*, 2015), в которых для поддержания теплового режима использовались радиоизотопные блоки обогрева на основе полония-210 (рисунок 3).

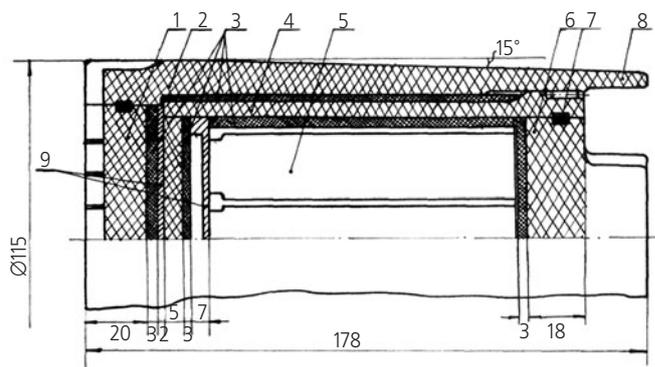
При аварийном возвращении «ЛУНОХОДОВ» на Землю скорость могла достигать второй космической. В связи с этим на основе проведенных в Центре Келдыша расчетов (*Гафаров А.А.*, 2004) совместно с разработчиками РИГ была обоснована конструкция теплозащитной кассеты из графита с пирографитовыми прокладками, стабилизированно летящей в атмосфере передней пробкой вперед (рисунок 4).

Эффективность данного решения подтвердили плазмотронные испытания в Центре Келдыша. Во время первого запуска «ЛУНОХОДА» в феврале



**а** – «ЛУНОХОД»; **б** – радиоизотопный блок обогрева.

**рисунок 3.** «ЛУНОХОД» с радиоизотопным блоком обогрева



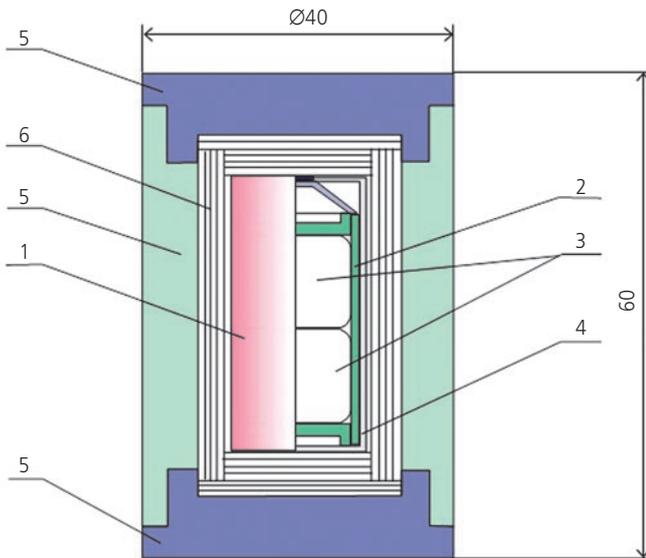
**1** – передняя пробка; **2** – наружный корпус; **3** – пирографитовые прокладки; **4** – внутренний корпус; **5** – ампульная зона; **6** – задняя пробка; **7** – замок; **8** – стабилизаторы; **9** – балансировочный груз.

**рисунок 4.** Конструктивная схема кассеты

1969 года вскоре после старта произошла авария ракеты-носителя «ПРОТОН», сопровождавшаяся её взрывом. Кассета с ампулами радиоизотопного блока обогрева «ЛУНОХОДА» сохранила целостность и герметичность.

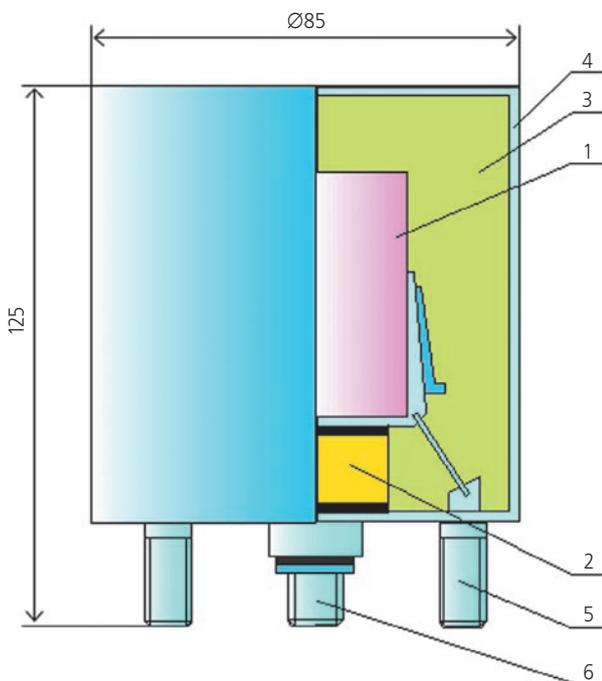
Во второй половине 1970-х годов в нашей стране было налажено производство плутония-238 и осуществлена полномасштабная разработка радиоизотопного генератора тепловой и электрической энергии «Визит». Однако разрабатывавшиеся под руководством НПО имени С.А. Лавочкина космические программы, для которых предназначался РИГ «Визит», не были осуществлены.

Новый этап разработки РИГ на плутонии-238 в нашей стране был осуществлен в конце 1980-х – начале 1990-х годов для созданной в НПО имени С.А. Лавочкина автоматической межпланетной станции (АМС) «МАРС-96». Для малых автономных станций АМС «МАРС-96» были разработаны радиоизотопные тепловые блоки (ТБ) мощностью 8,5 Вт на двуокиси плутония-238 (рисунок 5) и РИТЭГ электрической мощностью около 200 мВт (рисунок 6), получившие название ТБ и РИТЭГ «Ангел».



- 1 – радиоизотопный источник тепла;
- 2 – антикоррозийная оболочка;
- 3 – охранный слой;
- 4 – таблетка PuO<sub>2</sub>;
- 5 – теплозащитный корпус;
- 6 – теплоизоляционный вкладыш.

**рисунок 5.** ТБ «Ангел»



- 1 – ТЭГ;
- 2 – батарея термоэлектрическая;
- 3 – тепловая изоляция;
- 4 – корпус;
- 5 – элементы крепления;
- 6 – электроразъем.

**рисунок 6.** РИТЭГ «Ангел»

Для пентраторов была разработана комплексная радиоизотопная энергоустановка электрической мощностью около 400 мВт, в состав которой, помимо двух ТБ «Ангел» и термоэлектрического преобразователя входил блок аккумуляторных батарей.

Проведенный большой объем наземных испытаний ТБ «Ангел» по специально разработанной программе (таблица 2) подтвердил надежность конструкции ТБ с точки зрения обеспечения радиационной безопасности при штатной эксплуатации и аварийных воздействиях (Пустовалов А.А. и др., 2005). Расчетно-экспериментальные проверки на воздействие аэродинамического нагрева при автономном спуске в плотных слоях атмосферы, в том числе со второй космической скоростью, были выполнены в Центре Келдыша.

По результатам проверок Центр сертификации космической техники при Роскосмосе выдал сертификат на безопасность использования ТБ «Ангел» в составе КА «МАРС-96» – первый сертификат на безопасность космического РИГ. После аварии на участке разгона АМС к Марсу радиоизотоп в окружающей среде обнаружен не был.

В проект Федеральной космической программы РФ на 2016–2025 гг. включен целый ряд предложений НПО имени С.А. Лавочкина по созданию автоматических КА для фундаментальных и прикладных научных исследований (Хартов В.В., 2011; Ефанов В.В. и др., 2012). В частности, предусматривается разработка космического комплекса для исследований поверхности Луны, включающего в свой состав луноход. Энергоснабжение лунохода должен обеспечить РИТЭГ (Автоматические космические аппараты..., 2010). РИГ будут использоваться и в составе десантного модуля, разрабатываемого НПО имени С.А. Лавочкина в рамках совместного Европейским космическим агентством проекта «ЭКЗОМАРС» (Хартов В.В. и др., 2014). Для реализации этих и ряда других проектов может потребоваться разработка новых РИГ, применение которых будет возможно только при условии надежного обеспечения радиационной безопасности как при штатной эксплуатации КА с РИГ, так и в аварийных ситуациях.

## заключение

Для применения РИГ на КА необходима сертификация их на соответствие действующим международным требованиям по безопасному использованию РИГ в космосе. Одним из главных условий для такой сертификации будет являться обоснование возможности выдерживать защитными оболочками РИГ тепловые и аэродинамические нагрузки, возникающие при аварийном возвращении в атмосферу Земли со второй космической скоростью при использовании РИГ на межпланетных КА. Эта задача может быть

**таблица 2** – Перечень испытаний ТБ «Ангел»

№	виды воздействий	вид проверок	результаты испытаний
1	вибрационно-ударные перегрузки и климатические воздействия, штатный режим эксплуатации	экспериментальные	положительные
2	пожар на СП с температурой в эпицентре до 3000°C	экспериментальные	положительные
3	аэродинамический нагрев при автономном спуске в плотных слоях атмосферы	расчетно-экспериментальные	положительные
4	тепловой удар при аэродинамическом спуске с градиентом 1000°C	экспериментальные	положительные
5	термический удар при падении в воду	экспериментальные	положительные
6	соударение с каменистым грунтом при скоростях соударения до 80 м/с	экспериментальные	положительные
7	воздействие высокого гидростатического давления до 1000 атм	экспериментальные	положительные
8	химическое воздействие газообразных и жидких агрессивных сред	экспериментальные	положительные
9	воздействие окислительной среды при заглублении в грунт	экспериментальные	положительные
10	вибрационно-ударные нагрузки при выводе КА на орбиту	экспериментальные	положительные
11	воздействие внутреннего давления радиогенного гелия при T=1700°C	экспериментальные	положительные
Примечание: Испытания проводились на 29 имитаторах, макетах и 18 опытных образцах с плутонием-238.			

успешно решена на основе опыта сотрудничества НПО имени С.А. Лавочкина и Центра Келдыша.

## 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.: Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2010. 600 с.

*Гафаров А.А.* Проблемы столкновений космических объектов с ядерными источниками энергии на борту с космическим мусором // *Космический мусор*. В 2 кн. Кн. 2. Предупреждение образования космического мусора. Гл. 2, с. 26-48 / Под науч. ред. докт. техн. наук, проф. Г.Г. Райкунова. М.: ФИЗМАТЛИТ, 2014. 188 с.

*Гафаров А.А.* Ядерная энергия в космосе: безопасность гарантирована // *Новости космонавтики*. 2004. № 9. С. 42-45.

*Гафаров А.А., Головин Ю.М., Пономарев Н.Б., Ребров С.Г.* Пятьдесят лет сотрудничества в космической деятельности НПО им. С.А. Лавочкина и Центра Келдыша // *Вестник НПО им. С.А. Лавочкина*. 2015. № 3. С. 39-44.

*Ефанов В.В., Мартынов М.Б., Пичхадзе К.М.* Космические роботы для научных исследований // *Наука в России*. 2012. № 1. С. 4-14.

*Исследовательский центр имени М.В. Келдыша*. 70 лет на передовых рубежах ракетно-космической техники / Редкол.: А.С. Коротеев, А.А. Гафаров и др. М.: Машиностроение, 2003. 440 с.

*Корлисс У., Харви Д.* Источники энергии на радиоактивных изотопах. М.: Мир, 1967. 412 с.

*Лисов И.* Тридцать семь лет спустя. «Чанъэ-3» и «Юйту» работают на Луне // *Новости космонавтики*. 2014. № 2. С. 20-33.

*Принципы, касающиеся использования ядерных источников энергии в космическом пространстве (№А/АС.105/572)*. Приняты Генеральной Ассамблеей ООН в резолюции 47/68 от 14 декабря 1992 г.

*Пустовалов А.А., Гусев В.В., Панкин М.И., Сметанников В.П.* Состояние, области применения и перспективы использования радионуклидных термоэлектрических генераторов (РИТЭГ) на плутонии-238 для исследования планет Солнечной системы // *Международная конференция «Ядерная энергетика в космосе – 2005»*. Москва-Подольск, 1–3 марта 2005 г.: сб. докладов. Т. 1. С. 68-78.

*Рамки обеспечения безопасного использования ядерных источников энергии в космическом пространстве (№А/АС.105/934)*. Приняты Генеральной Ассамблеей ООН в резолюции 64/86 от 10 декабря 2009 г.

*Хартов В.В.* Новый этап создания автоматических космических аппаратов для фундаментальных научных исследований // *Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина*. 2011. № 3. С. 3-10.

*Хартов В.В., Мартынов М.Б., Лукьянченков А.В., Алексакин С.Н.* Проектная концепция десантного модуля «ЭКЗОМАРС-2018», создаваемого ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина // *Вестник НПО им. С.А. Лавочкина*. 2014. № 2. С. 5-11.

*Bennett G.L.* Overview of the U.S. Flight Safety Process for Space Nuclear Power // *Nuclear Safety*. July-August 1981. V. 22, № 4. P. 423-434.

*Dassoulas J., McNutt R.L., Jr.* RTGs on Transit // *Proceedings of Space Technology and Applications International Forum*. STAIF-2007. Albuquerque, New Mexico, USA. 11-15 February 2007. P. 195-204.

*Статья поступила в редакцию 10.07.2015 г.*

## ОЦЕНКА РАБОТОСПОСОБНОСТИ ПАР ТРЕНИЯ С ТВЁРДОСМАЗОЧНЫМИ ПОКРЫТИЯМИ В УСЛОВИЯХ ВАКУУМА

## ASSESSMENT OF OPERABILITY OF COUPLES OF FRICTION WITH SOLID LUBRICATING COVERINGS IN VACUUM CONDITIONS



**П.Н. Хопин<sup>1</sup>,**  
доцент, кандидат  
технических наук,  
chopinr@mail.ru;  
**P.N. Khopin**

*Для оценки работоспособности пар трения с твёрдосмазочными покрытиями (ТСП) в вакууме предложены алгоритмы оценки долговечности и коэффициента трения с использованием корреляционных зависимостей указанных параметров от температуры трения и последней – от контактного давления и скорости скольжения. В результате проведения планируемых экспериментов и обработки литературных данных получены соответствующие модели для условий вакуума. Проведённые проверки подтвердили их адекватность.*

*Ключевые слова: твёрдосмазочные покрытия; долговечность; антифрикционные свойства; вакуум.*

Для смазки узлов трения, функционирующих в условиях вакуума, широко применяются ТСП типа ВНИИ НП, ВАП и др. (Маленков М.И. и др., 2007; Дроздов Ю.Н. и др., 2010). Ресурс указанных покрытий в узлах трения оценивается различными показателями (долговечностью, числом циклов наработки и др.). Несмотря на большое число исследований, до настоящего времени расчёт эксплуатационных показателей таких узлов трения, работающих при различных сочетаниях давлений, скоростей скольжения, температуры нагрева из-за отсутствия многофакторных моделей был затруднён, так как в лите-

*For an assessment of operability of couples of friction with solid lubricating coverings (SLC) in vacuum the algorithms of the assessment of durability and coefficient of friction with use of correlation dependences of the specified parameters on temperature of friction and the latter from the contact pressure and speed of sliding are offered. As a result of carrying out the planned experiments and processing of literary data the corresponding models for vacuum conditions are received.*

*The performed checks confirmed their adequacy.*

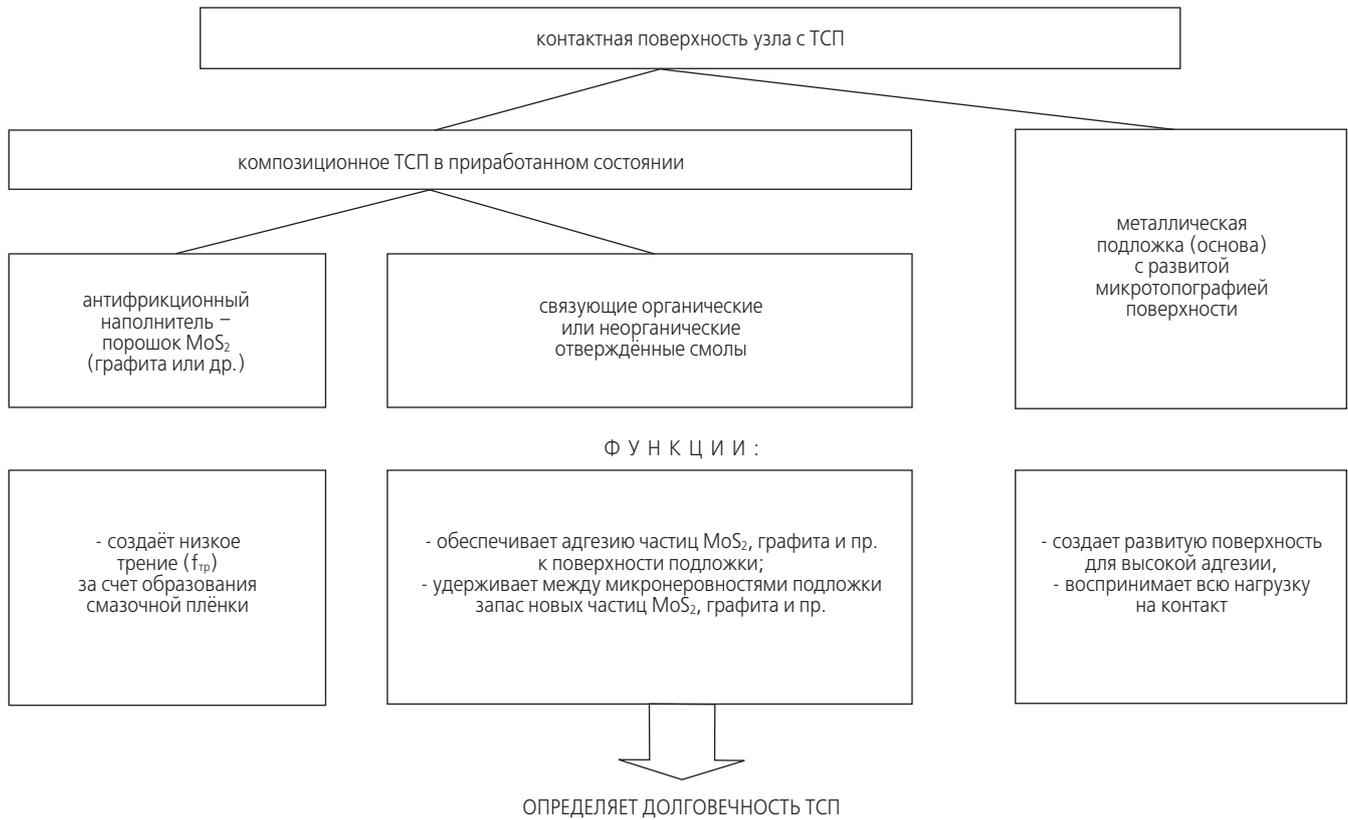
*Key words: solid lubricating coverings (SLC); durability; antifrictional properties; vacuum.*

ратуре приводятся в основном лишь однофакторные зависимости долговечности, коэффициента трения от нагрузки, скорости скольжения и пр. Использование результатов таких исследований для оценки работоспособности рассматриваемых узлов трения изделий различного назначения приводит к значительным погрешностям, а в ряде случаев оказывается невозможным. Поэтому проблема комплексной оценки работоспособности пар трения с твёрдосмазочными покрытиями для условий вакуума является актуальной и имеет важное научное и практическое значение.

<sup>1</sup> ФГБОУ ВПО «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)», Россия, г. Москва.

Moscow Aviation Institute (National Research University), Russia, Moscow.

# ОЦЕНКА РАБОТОСПОСОБНОСТИ ПАР ТРЕНИЯ С ТВЁРДСМАЗОЧНЫМИ ПОКРЫТИЯМИ В УСЛОВИЯХ ВАКУУМА



**рисунок 1.** Функции отдельных компонентов композиционного ТСП, нанесённого на металлическую подложку, при нагрузках, не превышающих предела текучести материала подложки

На основе исследования топографии поверхности трения ТСП ВНИИ НП 212 (растровой электронной микроскопии, профилометрирования, элементного микроанализа) (Хопин П.Н., 1995) определены функции отдельных компонентов композиционного ТСП (рисунок 1) и выявлено, что ресурс работы ТСП определяется долговечностью связующего, для оценки которого предложено использовать формулу С.Н. Журкова (Журков С.Н., 1953)

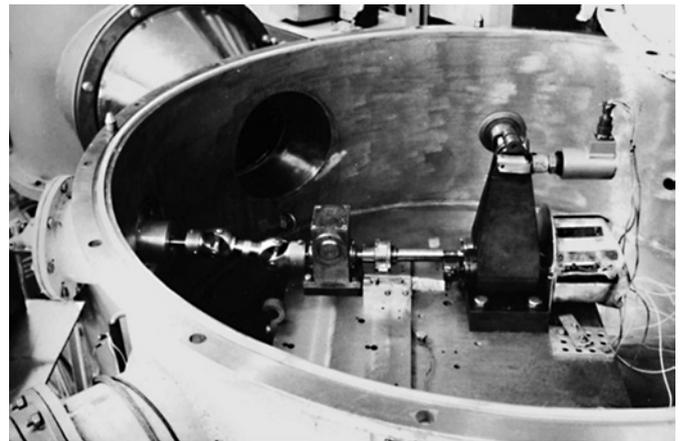
$$\tau = \tau_0 \cdot e^{\frac{U_0}{k \cdot T}}, \quad (1)$$

где  $\tau$  – время до начала разрушения;  $\tau_0$  – усреднённое время между отдельными флуктуациями;  $U_0$  – энергия активации разрушения;  $k$  – константа Больцмана;  $T$  – абсолютная температура.

Следовательно, исходя из термофлуктуационной теории разрушения связующих ТСП, можно сделать вывод о целесообразности оценки ресурса работы пар трения такого типа с помощью параметра долговечности.

Исследования основных параметров работоспособности узлов трения с ТСП проводились с использованием математического планирования экспериментов по методу центрального композиционного ротатбельного униформ-планирования 2-го порядка на стенде для изучения трения и износа в вакууме, созданного на базе модернизированной роликковой

машины трения, позволяющей бесступенчато изменять нагрузочно-скоростные режимы трения с возможностью непрерывной записи коэффициента трения  $f_{\text{тр}}$  и температуры трения  $T_{\text{тр}}$  (Хопин П.Н., 2008) (рисунок 2).



**рисунок 2.** Компоновка нагрузочно-измерительного механизма стенда для изучения трения и износа в вакууме

Исследовалось ТСП ВНИИ НП 212. Уровни и диапазоны варьирования факторов представлены в таблице 1.

После проведения преобразований искомые математические модели долговечности и коэффициента

трения пары с ТСП ВНИИ НП 212, выраженные в натуральных значениях факторов, приняли вид:

$$- \text{ для зависимости долговечности } t=f(P_{\text{конт}}, V):$$

$$\tau=10804,7-34849 \times V-66,75 \times P_{\text{конт}}+ \\ +22791,34 \times V^2+166,03 \times V \times P_{\text{конт}}; \quad (2)$$

$$- \text{ для зависимости коэффициента трения } f_{\text{тр}}=f(P_{\text{конт}}, V):$$

$$f_{\text{тр}}=0,1564-0,153 \times V-1,443 \times 10^{-3} \times P_{\text{конт}}+ \\ +0,164 \times V^2+6,1 \times 10^{-6} \times P_{\text{конт}}+1,824 \times 10^{-4} \times P_{\text{конт}} \times V; \quad (3)$$

$$- \text{ для зависимости температуры трения } T_{\text{тр}}=f(P_{\text{конт}}, V):$$

$$T_{\text{тр}}=3,31+291,64 \times V+0,643 \times P_{\text{конт}}-282,19 \times V^2, \quad (4)$$

где  $T_{\text{тр}}$  – [°C];  $V$  – [м/с];  $P_{\text{конт}}$  – [МПа].

Результаты проверки корректности математической модели оценки долговечности пар с ТСП ВНИИ НП 212 в вакууме (2) представлены в таблице 2.

Графическая интерпретация полученного выражения представлена на рисунке 3. Анализ полученных данных показывает, что наибольшее влияние на долговечность пар трения с ТСП типа ВНИИ НП 212 оказывает скорость скольжения, с понижением которой происходит резкое возрастание долговечности исследуемой пары трения, что вызвано значительным снижением уровня контактных температур.

Сравнивая приведенные на рисунке 3 зависимости долговечности пар трения с ТСП от нагрузочно-скоростных факторов, полученные при испытаниях в вакууме и в нормальных атмосферных условиях, следует отметить, что при менее напряженных режимах трения долговечность рассматриваемого фрикционного сопряжения в условиях вакуума выше, чем в нормальных атмосферных условиях.

Вероятно, такое поведение пар с ТСП связано как с температурным режимом трения, так и с воздействием вакуума на работоспособность пар трения с ТСП. При малых значениях  $P_{\text{конт}}$  и  $V$ , когда  $T_{\text{тр}}$  в зоне контакта незначительна и не оказывает существенного влияния на долговечность фрикционного сопряжения, основную роль играет воздействие окружающей среды, а именно – наличие кислорода воздуха, приводящее к окислению смазочной поверхности пары трения. Особое значение последнее обстоятельство приобретает для ТСП на основе  $\text{MoS}_2$ , отличающихся повышенной окисляемостью поверхности трения. С увеличением скорости скольжения наибольшее влияние на долговечность рассматриваемой пары трения начинает оказывать контактная температура трения. Этот фактор приобретает особое значение в вакууме, когда вследствие разреженности окружающей среды теплообмен практически отсутствует и

**таблица 1** – Уровни и диапазоны варьирования факторов в эксперименте по исследованию работоспособности пар трения с ТСП ВНИИ НП 212 в условиях вакуума

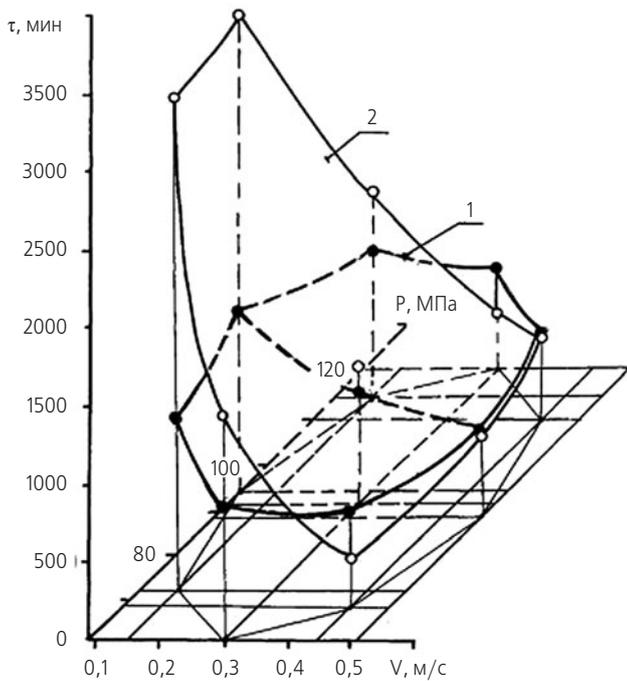
уровни факторов	натуральные значения		кодовые значения	
	скорость скольжения $V$ , м/с	нагрузка $N$ , [ $\times 9,8$ Н] (контактное давление $P_{\text{конт}}$ , МПа)	$X_1$	$X_2$
интервал варьирования	0,148	25	I	I
основной уровень	0,295	95,25 (91)	0	0
верхний уровень	0,443	120,25 (115)	+1	+1
нижний уровень	0,147	70,25 (68)	-1	-1
звездные точки: + $\alpha$	0,504	130,5 (121)	+1,41	+1,41
- $\alpha$	0,087	60,0 (61)	-1,41	-1,41

**таблица 2** – Проверка корректности математической модели (3)  $\tau=f(P_{\text{конт}}, V)$  для вакуума

тип пары трения	литературные данные				расчёт	% отклонения
	$P_{\text{конт}}$ , МПа	$V$ , м/с	$T_{\text{тр}}$ , °C	$\tau$ , мин	$\tau$ , мин	
схема «диск-палец»; машина трения УТИ-1, $p=10^{-7}$ мм рт. ст., ТСП ВНИИ НП 212 (Гамуля Г.Д. и др., 1978)	28,3	0,4	20	315 (400*) мин	502 мин	37 (20,3*)
схема «вал-втулка», $p=10^{-4}$ мм рт.ст., ТСП ВНИИ НП 212 (Ярош В.М. и др., 2003)	9,8	0,008	20	143 час	165 час	13,2

\* Примечание – Согласно данным работы (Любарский И.М. и др., 1969), полученным на этой же машине трения при исследовании аналогичной пары при близких к приведенным выше значениям условий трения, долговечность фрикционного сопряжения с ТСП составила  $\tau=400$  мин (отклонение от расчетного значения  $\tau=502$  мин – 20,3%).

# ОЦЕНКА РАБОТОСПОСОБНОСТИ ПАР ТРЕНИЯ С ТВЁРДОСМАЗОЧНЫМИ ПОКРЫТИЯМИ В УСЛОВИЯХ ВАКУУМА



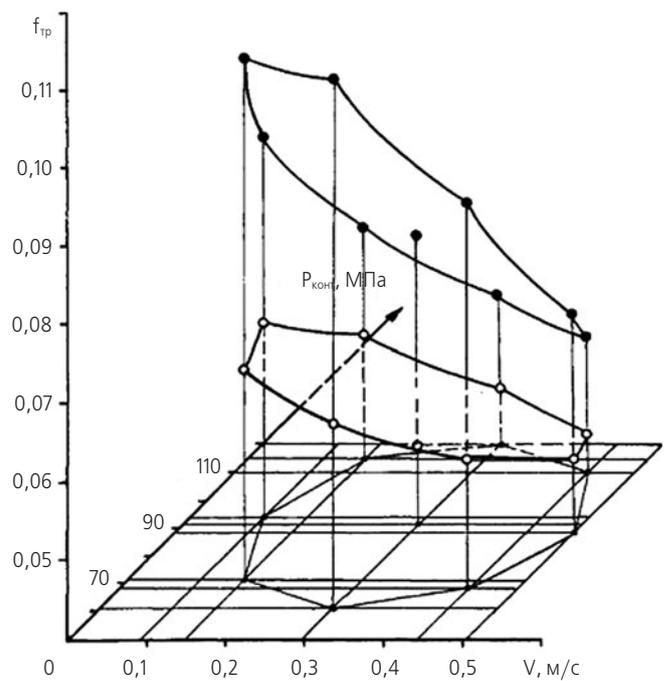
**рисунок 3.** Графическая интерпретация влияния нагрузочно-скоростных факторов на долговечность трения с ТСП ВНИИ НП 212:

- в условиях вакуума ( $p \sim 4$  мПа);
- в нормальных атмосферных условиях

рассеивание тепловой энергии наряду с теплопередачей в основном осуществляется в виде лучистой энергии, значительно менее эффективной, чем теплообмен. В результате чего при одних и тех же режимах трения контактная температура в условиях вакуума выше, чем на воздухе. Поэтому долговечность рассматриваемых фрикционных сопряжений при напряженных режимах трения на воздухе выше, чем в вакууме.

Графическая интерпретация влияния нагрузочно-скоростных факторов на антифрикционные свойства рассматриваемых пар с ТСП представлена на рисунке 4, где для сравнения приведены также аналогичные результаты, полученные при испытаниях в нормальных атмосферных условиях (Хопин П.Н., 2012). Анализ представленных данных показывает, что на всех режимах испытаний  $f_{тр}$  в условиях вакуума значительно ниже (в два раза и более), чем в нормальных атмосферных условиях.

Причинами такого поведения  $f_{тр}$  в условиях вакуума являются, во-первых, отсутствие воздушной среды, вызывающей окисление смазочных поверхностей трения, а во-вторых, значительно более теплонапряженный режим трения вследствие отсутствия теплообмена с окружающей средой и как следствие последнего – концентрации тепловой энергии в зоне трения, приводящей к размягчению связующих веществ и ухудшению смазочных свойств ТСП.



**рисунок 4.** Графическая интерпретация влияния нагрузочно-скоростных факторов на  $f_{тр}$  пары с ТСП ВНИИ НП 212:

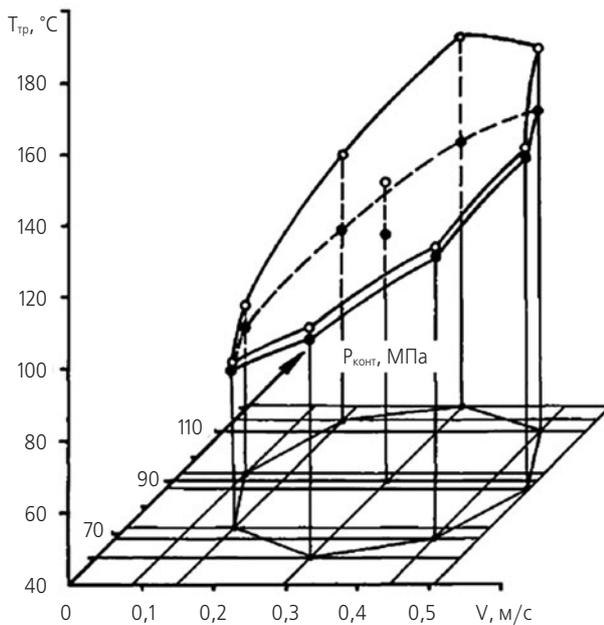
- в условиях вакуума ( $p \sim 4$  мПа);
- в нормальных атмосферных условиях

Графическая интерпретация зависимости температуры трения от нагрузочно-скоростных режимов представлена на рисунке 5, где также приведена аналогичная зависимость для нормальных атмосферных условий, построенная с использованием ранее полученной математической модели (Хопин П.Н., 2012). Сравнение приведенных поверхностей показывает, что, как и предполагалось, контактная температура трения для пары с ТСП в условиях вакуума оказалась выше, чем в нормальных атмосферных условиях вследствие отсутствия теплообмена с окружающей средой в разреженной атмосфере. Причём полученные данные показывают, что эта разница значений  $T_{тр}$  в основном определяется контактным давлением.

С целью определения возможной корреляции долговечности  $\tau$  от температуры трения  $T_{тр}$  для ТСП ВНИИ НП 212 в условиях вакуума была построена зависимость, представленная на рисунке 6, описываемая уравнением

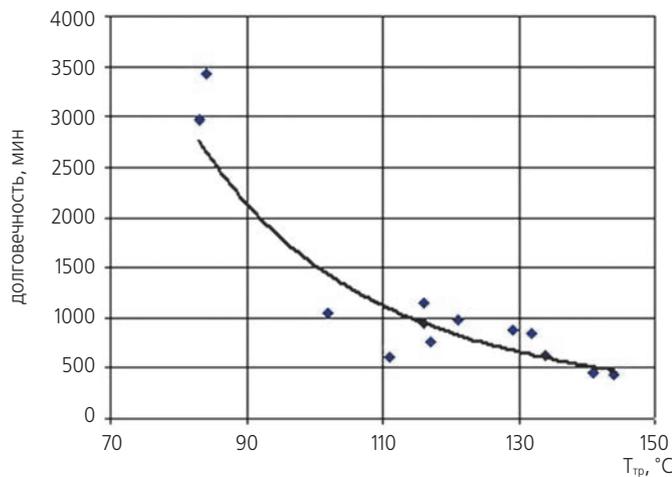
$$\tau = 4 \times 10^9 \times T_{тр}^{-3,206} \quad (5)$$

Для расчёта долговечности пар трения с ТСП, кроме уравнения (5), необходимо иметь зависимость типа  $T_{тр} = f(P_{конт}, V)$ , т.к.  $T_{тр}$  является функцией двух основных определяющих её эксплуатационных факторов контактного давления  $P_{конт}$  и скорости скольжения  $V$ . Зная эту зависимость, долговечность пар трения с ТСП можно рассчитать на основе корреляционного уравнения  $\tau = f(T_{тр})$ .



**рисунок 5.** Графическая интерпретация влияния нагрузочно-скоростных факторов на тепловой режим трения пары о ТСП ВНИИ НП 212:

—○— в условиях вакуума ( $p \approx 4$  МПа);  
 —●— в нормальных атмосферных условиях



**рисунок 6.** Экспериментальные результаты изменения долговечности пары трения с ТСП ВНИИ НП 212 в вакууме в зависимости от температуры трения  $T_{тр}$  (при различных  $P_{конт}$ ,  $V$ )

С использованием литературных данных (Ермаков А.Т.и др., 1978) была получена корреляционная зависимость  $\tau=f(T_{тр})$  для ТСП ВНИИ НП 229:

$$\tau = 232151 \times T_{тр}^{-1,321}. \quad (6)$$

Таким образом, методика для расчёта долговечности пар трения с ТСП на основе антифрикционных наполнителей со связующими веществами может быть реализована в следующем порядке:

1. Оценка эксплуатационных характеристик работы реальной пары трения  $P_{конт}$  и  $V$ .

2. Определение  $T_{тр}$  по известным зависимостям  $T_{тр}=f(P_{конт}, V)$ .

3. Расчёт долговечности  $\tau$  с использованием корреляционных зависимостей  $\tau=f(T_{тр})$  (в случае функционирования узла при повышенной температуре  $T_{об}$  последняя складывается с  $T_{тр}$ ).

Разработанный автором алгоритм оценки антифрикционных характеристик рассматриваемых пар трения (Хопин П.Н. Оценка..., 2012) может быть представлен в следующем виде:

1. Оценка эксплуатационных характеристик работы реальной пары трения  $P_{конт}$  и  $V$ .

2. Определение  $T_{тр}$  по известным зависимостям  $T_{тр}=f(P_{конт}, V)$ .

3. Расчёт коэффициента трения  $f_{тр}$  по формуле:  $f_{тр}=f(T_{тр})$  (в случае функционирования узла при повышенной температуре  $T_{об}$  последняя складывается с  $T_{тр}$ ).

Используемая в алгоритме универсальная зависимость для расчёта  $T_{тр}=f(P_{конт}, V)$  представлена уравнением (4). Корреляционная зависимость  $f_{тр}=f(T_{тр})$  для ТСП ВНИИ НП 212 на основе полученных ранее экспериментальных данных, имеет вид:

$$f_{тр} = 1,64 \times T_{тр}^{-0,7155}. \quad (7)$$

Проверка корректности предложенной методики оценки  $f_{тр}$  с использованием зависимостей  $T_{тр}=f(P_{конт}, V)$  и  $f_{тр}=f(T_{тр})$  для пары трения с ТСП ВНИИ НП 212, работающей в вакууме (таблица 3), показала удовлетворительные результаты – 15,4%, несмотря на выход значений  $P_{конт}$  и  $V$  за рассмотренные пределы варьирования факторов.

Для других типов ТСП аппроксимация литературных данных (Сентюрихина Л.Н., 1966) осуществлялась при помощи метода параболического интерполирования (Линник Ю.В., 1962).

В результате аппроксимации графиков  $f_{тр}=f(T_{тр})$  для рассматриваемых типов ТСП были получены следующие зависимости:

- для ТСП на основе  $MoS_2$  с кремнийорганическим связующим К-55:

$$f_{тр} = 0,0905 - 3,46 \times 10^{-4} \times T_{тр} + 5,86 \times 10^{-7} \times T_{тр}^2; \quad (8)$$

- для ТСП на основе графита с кремнийорганическим связующим К-55:

$$f_{тр} = 0,152 - 5,23 \times 10^{-4} \times T_{тр} + 5,6 \times 10^{-7} \times T_{тр}^2; \quad (9)$$

- для ТСП на основе графита со связующим  $Na_2SiO_3$ :

$$f_{тр} = 0,1167 - 3,99 \times 10^{-4} \times T_{тр} + 4,23 \times 10^{-7} \times T_{тр}^2, \quad (10)$$

где  $T_{тр}$  – [°C].

Таким образом, для реализации методики оценки антифрикционных характеристик пар трения с ТСП, функционирующих в условиях вакуума, получены корреляционные зависимости  $f_{тр}=f(T_{тр})$  для пар трения с ТСП различных составов, представленные в таблице 4.

## ОЦЕНКА РАБОТОСПОСОБНОСТИ ПАР ТРЕНИЯ С ТВЁРДОСМАЗОЧНЫМИ ПОКРЫТИЯМИ В УСЛОВИЯХ ВАКУУМА

**таблица 3** – Проверка корректности методики оценки коэффициента трения пары трения с ТСП ВНИИ НП 212 для условий вакуума

тип пары трения	литературные данные			расчёт		отклонение $f_{тр}, \%$
	$P_{конт}, \text{МПа}$	$V, \text{м/с}$	$f_{тр}$	$T_{тр}, ^\circ\text{C}$	$f_{тр}$	
схема «вал-втулка», $p=10^{-3}-10^{-4}$ Па, ТСП ВНИИ НП212 (Ярош В.М. и др., 2003) для условий космоса	9,8 (выход за пределы варьирования)	0,008 (выход за пределы варьирования)	0,13	11,93	0,11	15,4

**таблица 4** – Корреляционные зависимости  $f_{тр}=f(T_{тр})$  для пар трения с ТСП различных составов, функционирующих в условиях вакуума

тип ТСП	состав	корреляционная зависимость $f_{тр}=f(T_{тр})$
ВНИИ НП 212 (данные автора)	MoS <sub>2</sub> + мочевино-формальдегидная смола	$f_{тр}=1,64 \times T_{тр}^{-0,7155}$
ВНИИ НП 213 (Сентюрихина Л.Н и др., 1966)	MoS <sub>2</sub> + кремнийорганическое связующее К-55	$f_{тр}=0,0905-3,46 \times 10^{-4} \times T_{тр} + 5,86 \times 10^{-7} \times T_{тр}^2$
типа ЦВСП-3с (Сентюрихина Л.Н и др., 1966)	графит + кремнийорганическое связующее К-55	$f_{тр}=0,152-5,23 \times 10^{-4} \times T_{тр} + 5,6 \times 10^{-7} \times T_{тр}^2$
(Сентюрихина Л.Н и др., 1966)	графит + силикат натрия	$f_{тр}=0,1167-3,99 \times 10^{-4} \times T_{тр} + 4,23 \times 10^{-7} \times T_{тр}^2$

В результате проведённых исследований для условий вакуума:

1. Разработаны алгоритмы оценки долговечности и антифрикционных свойств пар трения с твёрдосмазочными покрытиями суспензионного типа.

2. В результате проведения экспериментальных исследований и обработки литературных данных получены корреляционные зависимости для различных типов ТСП типа  $T_{тр}=f(P_{конт}, V)$ ,  $\tau=f(T_{\Sigma})$  и  $f_{тр}=f(T_{тр})$ , позволяющие производить оценку основных параметров работоспособности рассматриваемых типов ТСП для условий вакуума (для пар трения с ТСП ВНИИ НП 212, 229; а также ТСП на основе MoS<sub>2</sub> и графита с кремнийорганическим связующим К-55 и на основе графита со связующим Na<sub>2</sub>SiO<sub>3</sub>).

3. Проведённые проверки корректности полученных зависимостей сравнением с литературными данными подтвердили их адекватность.

### список литературы

Гамуля Г.Д., Юхно Т.П., Яковлев И.А. и др. Планирование эксперимента при оценке долговечности твёрдых смазочных покрытий // Надёжность и контроль качества. 1978. № 8. С. 44-50.

Дроздов Ю.Н., Юдин Е.Г., Белов А.И. Прикладная трибология. М.: Эко-пресс, 2010. 604 с.

Ермаков А.Т., Матвеевский Р.М. Исследование работоспособности некоторых твёрдых смазочных покрытий при трении в вакууме м высоких температурах // Твёрдые смазочные покрытия. М.: Наука, 1977. С. 70-74.

Журков С.Н., Нарзуллаев Б.Н. Временная зависимость прочности твёрдого тела // Журнал технической физики. 1953. № 23. С. 1667-1689.

Линник Ю.В. Метод наименьших квадратов и основы теории и обработки наблюдений. М.: Гос. изд. физ.-мат. литературы, 1962. 352 с.

Любарский И.М., Сентюрихина Л.Н., Рубцова З.С. и др. Поведение твёрдых смазочных покрытий на основе дисульфида молибдена при трении в глубоком вакууме // В кн.: Пластичные смазки и твёрдые смазочные покрытия / Труды ВНИИ НП, вып. XI.М.: Химия, 1969. С. 278-282.

Маленков М.И., Каратушин С.И., Тарасов В.М. Конструкционные и смазочные материалы космических механизмов: учебное пособие. СПб.: Балт. гос. техн. ун-т, 2007. 54 с.

Сентюрихина Л.Н., Опарина Е.М. Твёрдые дисульфидмолибденовые смазки. М.: Химия, 1966. 152с.

Хопин П.Н. Комплексная оценка работоспособности пар трения с твёрдосмазочными покрытиями в различных условиях функционирования М.: МАТИ, 2012. 255 с.

Хопин П.Н. Оценка антифрикционных характеристик пар трения с твёрдосмазочными покрытиями различных составов // Научные труды (Вестник МАТИ). 2012. Вып. 19 (91). С. 186-191.

Хопин П.Н. Оценка долговечности твёрдосмазочных покрытий на основе анализа топографии поверхности трения // Трение и износ. 1995. Т. 16, № 4. С. 787-793.

Хопин П.Н. Работоспособность твёрдосмазочных покрытий в вакууме // Сборник трудов 7-й Всероссийской с международным участием НТК «Быстро-закалённые материалы и покрытия». М.: «МАТИ»-РГТУ им. К.Э. Циолковского, 2008. С.110-114.

Ярош В.М., Мошнеев А.А., Броневец М.А. Исследование материалов на трение и износ в открытом космическом пространстве на орбите вокруг Луны // Трение и износ. 2003. Т. 24, № 6. С. 626-635.

Статья поступила в редакцию 17.11.2015 г.

## ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ МЕХАНИЧЕСКИХ СИСТЕМ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА НА ПРЕЦИЗИОННОСТЬ ОРИЕНТАЦИИ И СТАБИЛИЗАЦИИ ДЕМОНСТРАЦИОННОЙ СОЛНЕЧНОЙ ЭЛЕКТРОСТАНЦИИ

**Б.Б. Беляев<sup>1</sup>,**  
кандидат технических наук,  
bbb@laspace.ru;  
**В.В. Belyaev**

**Б.Т. Суйменбаев<sup>2</sup>,**  
доктор технических наук,  
bts49@mail.ru;  
**В.Т. Suimenbayev**

**А.В. Жиряков<sup>1</sup>,**  
dep127120@laspace.ru;  
**A.V. Zhiryakov**

**В.К. Сысоев<sup>1</sup>,**  
доктор технических наук,  
sysoev@laspace.ru;  
**V.K. Sysoev**

**И.М. Нестерин<sup>1</sup>,**  
nesterin@laspace.ru;  
**I.M. Nesterin**

**П.П. Телепнев<sup>1</sup>,**  
кандидат технических наук,  
petr\_telepnev@mail.ru;  
**P.P. Telepnev**

*Очередным этапом в развитии технологии солнечных космических электростанций является создание демонстрационной космической солнечной электростанции на базе имеющихся платформ космических аппаратов. Важнейшей задачей такой станции является экспериментальное исследование высокоточного наведения канала передачи энергии на наземный пункт приёма. Представленная статья посвящена теоретическому исследованию и обоснованию необходимых динамических характеристик, определяющих точность наведения космического аппарата – прототипа будущих космических солнечных электростанций и их технической реализуемости.*

*Ключевые слова:*  
солнечная электростанция;  
лазерный канал передачи энергии;  
бортовой комплекс управления;  
точность наведения;  
система ориентации, управления и стабилизации;  
ионистер.

### ВВЕДЕНИЕ

В настоящей работе представлены материалы по обоснованию достижимости необходимых динамических характеристик космического аппарата (КА), требуемых для передачи энергии с использованием лазерного излучения с орбиты искусственного спутника Земли в определённую, заранее заданную, точку земной поверхности, с необходимой точностью. То есть наведения и удержания лазерного пятна от зеркальной системы КА,

## INVESTIGATION OF SPACECRAFT MECHANICAL SYSTEMS' IMPACT ON PRECISION OF ORIENTATION AND STABILIZATION OF THE DEMONSTRATION SOLAR POWER STATION

*The next stage in the development of space solar power technology is to develop a demonstration space solar power plant on the basis of currently available satellite platforms. The most important task of this station is the experimental study of precision-guided power transmission channel to the ground receiving station. The article is devoted to theoretical research and justification of the necessary dynamic characteristics that define the accuracy of the spacecraft orientation – the prototype of future space solar power plants and their technical feasibility.*

*Key words:*  
Solar Power Station;  
laser power transmission channel;  
on board control complex;  
guidance accuracy;  
attitude control system;  
ionister.

находящегося на определённом удалении (высоте орбиты), в приёмную площадку размером 100 на 100 метров в течение достаточно продолжительного времени.

Основной целью данной работы было определение и обеспечение необходимой точности наведения зеркальной системы на заданный участок земной поверхности с учётом поставленных проектных ограничений.

<sup>1</sup> ФГУП «НПО имени С.А. Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.

Federal Enterprise «Lavochkin Association», Russia, Moscow region, Khimki.

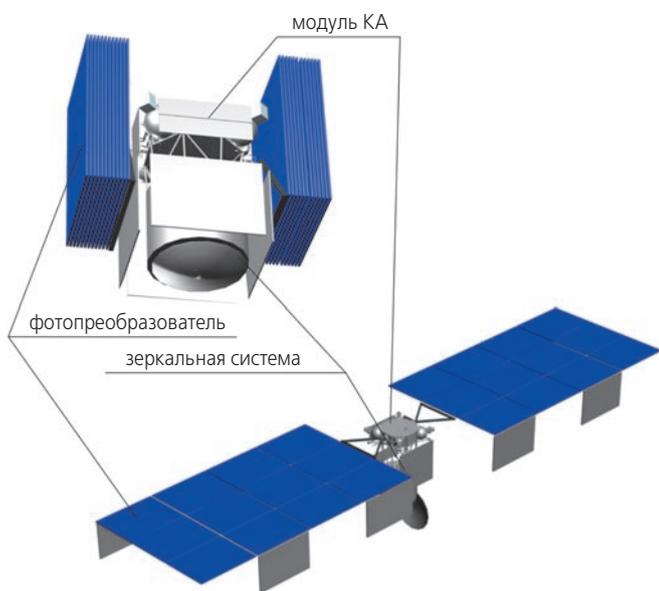
<sup>2</sup> Казахский национальный технический университет имени К.И. Сатпаева, Казахстан, г. Алма-Ата.

Kazakhstani national technical university, Kazakhstan, Almaati.

Поскольку решение этой задачи напрямую связано с взаимным расположением КА на орбите и положением цели на Земле, при исследовании пришлось учитывать, помимо углового движения КА относительно опорной траектории, и его орбитальное движение.

Определение точности наведения зеркальной системы проводилось методом математического моделирования с помощью комплекса программ, разработанных для персональной вычислительной машины. С этой целью были разработаны математические модели шумовых погрешностей выбранных измерительных и исполнительных органов системы управления ориентацией и стабилизацией (СУОС).

КА для демонстрационной солнечной космической электростанции (ДСКЭС) представляет собой космическую платформу с установленной на ней зеркальной системой для передачи лазерного излучения и двумя прямоугольными раскрываемыми крыльями фотопреобразователя площадью ~140 м<sup>2</sup> (рисунок 1) (Сысов В.К. и др., 2014). При преобразовании солнечной энергии с эффективностью, реализуемой на сегодняшний день для фотоэлектропреобразователей (более 30%), это дает возможность передачи на зеркальную систему порядка 100 кВт мощности лазерного излучения.



**рисунок 1.** Схема компоновки ДСКЭС (вверху – сложенное состояние, внизу – раскрытое состояние) (Сысов В.К. и др., 2014)

Лазерное излучение формируется в пучок с минимальной расходимостью, определяемой свойствами зеркальной системы – в первую очередь, диаметром основного зеркала. В работе (Cougnet C. et al., 2010) предлагается применить зеркало диаметром 3,5 м, что позволит получить с геостационарной орбиты пятно диаметром порядка 30 м на земной поверхности.

Лазерный излучатель должен синтезировать пучок лазерного излучения, который за счет оптической системы будет образовывать минимально расходящийся с гауссовским распределением плотности мощности по сечению пучок излучателя.

При проведении эксперимента с демонстрационной космической солнечной электростанцией важно реализовать две задачи:

- выполнить высокоточное наведение и удержание лазерного пучка на наземную станцию, используя системы космического аппарата;
- получить высокую эффективность преобразования излучения Солнца до наземного пункта приёма энергии.

Для исследования точности наведения лазерного канала передачи энергии важен выбор орбиты для осуществления исследования характеристик КА и бортового комплекса управления (БКУ).

Для проведения эксперимента решено использовать орбиту типа «Молния» с периодом обращения 12 часов, чтобы КА проходил над одной и той же точкой земной поверхности с определённой периодичностью в дневное время. Эксперимент по передаче энергии планируется провести в диапазоне высот ~8000 до ~16000 км над поверхностью Земли.

Время проведения эксперимента составит ~40 минут на каждом рабочем витке. Эксперимент целесообразно проводить во время летнего солнцестояния (несколько дней до и несколько – после).

Для определения местоположения приёмной площадки при проведении эксперимента были выбраны малонаселённые пункты Казахстана в окрестностях населённых пунктов Тараз (Жамбылская область) – координаты 42°53'00" с.ш., 71°22'00" в.д. (G) и Шымкент (Южно-Казахстанская область) – координаты 42°18'00" с.ш., 69°36'00" в.д. (G).

Для оценки необходимой точности наведения КА на наземную приёмную площадку фотопреобразователя была проведена серия расчётов, результаты которых представлены в таблице 1.

Угловая точность ориентации

$$\Delta = \frac{D}{h},$$

где  $D$  – разность половины длины квадрата и радиуса пятна излучателя;

$h$  – высота КА над поверхностью Земли.

Угловая скорость

$$\omega = \frac{V}{r},$$

где  $V$  – линейная скорость КА по опорной траектории;

$r$  – радиус-вектор КА ( $h + R_{\text{Земли}}$ ).

Таким образом, необходимо обеспечить точность ориентации КА на всем периоде передачи лазерной энергии не хуже 1,5 угл. с.

**таблица 1** – Определение требований по точности ориентации

высота от Земли $h$ , км	точность наведения $\Delta$ , радиан	точность наведения $\Delta$ , угл. с	угловая скорость $\omega$ , рад/с	угловая скорость $\omega$ , град/с
16500	3,0303E-06	1,250087	0,000183024	0,010486
16000	0,000003125	1,289152	0,000192962	0,011056
15500	3,22581E-06	1,330738	0,00020374	0,011673
15000	3,33333E-06	1,375095	0,000215457	0,012345
14500	3,44828E-06	1,422513	0,000228227	0,013076
14000	3,57143E-06	1,473317	0,000242179	0,013876
13500	3,7037E-06	1,527884	0,000257468	0,014752
13000	3,84615E-06	1,586649	0,000274272	0,015715
12500	0,000004	1,650115	0,000292801	0,016776
12000	4,16667E-06	1,718869	0,000313302	0,017951
11500	4,34783E-06	1,793603	0,000336071	0,019255
11000	4,54545E-06	1,87513	0,00036146	0,02071
10500	4,7619E-06	1,964422	0,000389895	0,022339
10000	0,000005	2,062643	0,000421893	0,024173
9500	5,26316E-06	2,171203	0,000458089	0,026246
9000	5,55556E-06	2,291826	0,000499267	0,028606
8350	5,98802E-06	2,470231	0,000561893	0,032194

Схема проведения эксперимента. Управление КА осуществляются – предварительно сориентировав ось передатчика энергии на объект приёма. Переориентацию производят с помощью гироскопов (маховиков), ориентируя весь КА в целом. Как показали расчёты, после применения управляющего воздействия к полужёсткой колебательной системе, выдерживание паузы порядка шести минут приводит к относительной стабилизации положения оси зеркальной системы КА, что позволяет добиться точности ориентации при применении бортового комплекса управления МОКБ «МАРС» до 1,5 угл. с.

## 1. Модель демонстрационной солнечной космической электростанции

Служебный модуль КА для демонстрационной солнечной космической электростанции планируется строить на базе служебного модуля «Навигатор» с модифицированной системой электропитания. Поскольку энерговооружённость платформы является избыточной, то представляется целесообразным для управления движением применить электроракетную двигательную установку (ЭРДУ). В нынешнем исполнении ЭРДУ в три раза эффективнее (по использованию топлива) химических двигателей, (в стоимостном выражении в два раза эффективнее). Хотя применение ЭРДУ несколько усложнит логику функционирования БКУ.

Солнечные батареи (СБ) изготовлены из углепластика. Они имеют коробчатую (кессонную) конструкцию с подкрепляющими ребрами. Снаружи батареи покрыты фотопреобразователями, а внутренние полости заполнены высокоэффективными ионистерами. Использование ионистеров позволяет не термостатировать СБ. Приведённая масса такой конструкции с узлами раскрытия, зачекочки, фотоэлектрореобразователями, ионистерами и внутренней кабельной сетью не будет превышать 4 кг на квадратный метр.

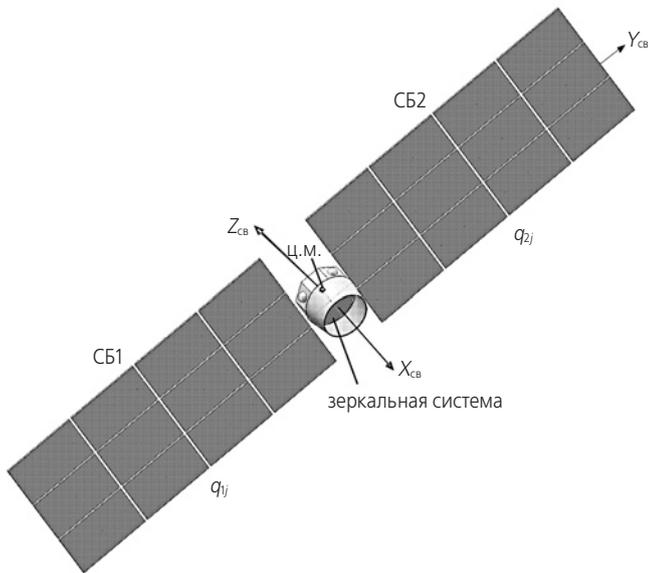
Применение ионистеров позволит оперативно накапливать заряд и быстро его расходовать. Это преимущество даст возможность переключать накопленную мощность с лазерного излучателя на ЭРДУ и обратно (сбрасывать избыток энергии).

## 2. Моделирование движения демонстрационной космической солнечной электростанции

ДСКЭС – сложный, большеразмерный объект, в состав которого входят платформа типа «Навигатор», фотомодули и зеркальная система. В обеспечение требований по точности ориентации и стабилизации была разработана динамическая схема изделия, описывающая возмущённое движение нежёсткого космического аппарата относительно опорной траектории.

Динамическая схема такого КА представляет собой систему дифференциальных уравнений, описывающих пространственное движение изделия с учётом упругих колебаний низкочастотных осцилляторов.

Возмущённое движение аппарата рассматривается в связанной системе координат ( $O_{св}X_{св}Y_{св}Z_{св}$ ) с началом в центре масс (ц.м.) ДСКЭС, направление её осей показано на рисунке 2.



**рисунок 2.** Схема ДСКЭС для расчётов динамической модели

В низкочастотной динамической схеме изделие считается состоящим из корпуса, рассматриваемого как абсолютно твёрдое тело, и упругих осцилляторов: двух крыльев солнечной батареи (+Y и -Y). Плоскость раскрытых панелей СБ параллельна плоскости OYZ СБ системы координат (СК) изделия. Обозначим: СБ1 – крыло, направленное в сторону -Y; СБ2 – в сторону +Y.

Линейные дифференциальные уравнения движения КА–ДСКЭС в связанной системе координат с учётом влияния колебаний упругих элементов и внешних возмущающих воздействий (Ефанов В.В. и др., 2013; Вибрации в технике, 1978; Кейн Т.Р. и др., 1980; Лурье А.И., 1961; Нашиф А. и др., 1988; Теленев П.П. и др., 2015; Теленев П.П. и др., 2012; Шимкович Д.Г., 2004) имеют вид:

корпус КА

$$m\dot{V}_x + \sum_{i=1}^2 \sum_{j=1}^{n_i} a_{xij} \ddot{q}_{ij} = R_x + F_{xn};$$

$$m\dot{V}_y + \sum_{i=1}^2 \sum_{j=1}^{n_i} a_{yij} \ddot{q}_{ij} = R_y + F_{yn};$$

$$m\dot{V}_z + \sum_{i=1}^2 \sum_{j=1}^{n_i} a_{zij} \ddot{q}_{ij} = R_z + F_{zn};$$

$$I_{xx} \dot{\omega}_x - I_{xy} \dot{\omega}_y - I_{xz} \dot{\omega}_z + (I_{zz} - I_{yy}) \omega_z \omega_y + I_{yz} (\omega_z^2 - \omega_y^2) + I_{xy} \omega_x \omega_z - I_{zx} \omega_x \omega_y + \dot{H}_x + H_z \omega_y - H_y \omega_z + \sum_{i=1}^2 \sum_{j=1}^{n_i} b_{xij} \ddot{q}_{ij} = M_x;$$

$$I_{yy} \dot{\omega}_y - I_{xy} \dot{\omega}_x - I_{yz} \dot{\omega}_z + (I_{xx} - I_{zz}) \omega_x \omega_z + I_{xz} (\omega_x^2 - \omega_z^2) - I_{xy} \omega_y \omega_z + I_{zy} \omega_x \omega_y + \dot{H}_y + H_x \omega_z - H_z \omega_x + \sum_{i=1}^2 \sum_{j=1}^{n_i} b_{yij} \ddot{q}_{ij} = M_y + M_{yi};$$

$$I_{zz} \dot{\omega}_z - I_{zx} \dot{\omega}_x - I_{zy} \dot{\omega}_y + (I_{yy} - I_{xx}) \omega_x \omega_y + I_{xy} (\omega_y^2 - \omega_x^2) + I_{xz} \omega_y \omega_z - I_{yz} \omega_x \omega_z + \dot{H}_z + H_y \omega_x - H_x \omega_y + \sum_{i=1}^2 \sum_{j=1}^{n_i} b_{zij} \ddot{q}_{ij} = M_z + M_{zi};$$

панель СБ1

$$A(\ddot{q}_{1j} + \varepsilon_{1j} \dot{q}_{1j} + \omega_{1j}^2 q_{1j}) + b_{x1j} \dot{\omega}_x + b_{y1j} \dot{\omega}_y + b_{z1j} \dot{\omega}_z + a_{x1j} \dot{V}_x + a_{y1j} \dot{V}_y + a_{z1j} \dot{V}_z = 0,$$

$j=1, \dots, n_1;$

панель СБ2

$$A(\ddot{q}_{2j} + \varepsilon_{2j} \dot{q}_{2j} + \omega_{2j}^2 q_{2j}) + b_{x2j} \dot{\omega}_x + b_{y2j} \dot{\omega}_y + b_{z2j} \dot{\omega}_z + a_{x2j} \dot{V}_x + a_{y2j} \dot{V}_y + a_{z2j} \dot{V}_z = 0,$$

$j=1, \dots, n_2.$

В уравнениях движения приняты следующие обозначения:

$m$  – масса КА;

$I_{xx}, I_{yy}, I_{zz}$  – центральные осевые моменты инерции КА;

$I_{xy}, I_{yz}, I_{yz}$  – центробежные осевые моменты инерции КА;

$V_x, V_y, V_z$  – проекции линейной скорости ц.м. на связанные оси КА;

$\omega_x, \omega_y, \omega_z$  – проекции вектора абсолютной угловой скорости КА на оси связанной системы координат;

$H_x, H_y, H_z$  – кинетические моменты двигателей-маховиков;

$R_x, R_y, R_z$  – проекции внешних и внутренних возмущающих и управляющих сил на связанные оси КА;

$M_x, M_y, M_z$  – проекции внешних и внутренних возмущающих и управляющих моментов на связанные оси КА;

$F_{xn}, F_{yn}, F_{zn}$  – проекции сил от приводов гексапода на оси связанной системы координат, Н. На данном этапе разработки считаем их равными нулю;

$M_{yn}, M_{zn}$  – проекции моментов от приводов гексапода на оси связанной системы координат, Нм;

$q_{ij}$  – обобщённая координата, характеризующая упругие перемещения  $i$ -го осциллятора ( $i=1, \dots, 2$ ) по его  $j$ -му тону колебаний ( $j=1, \dots, n_i$ );

$n_i$  – количество учитываемых тонов упругих колебаний для  $i$ -го осциллятора,  $n_1=n_2=8$ ;

$a_{vij}$  – коэффициент присоединённой массы, задающий влияние  $j$ -го упругого тона колебаний  $i$ -го осциллятора на поступательное перемещение ц.м. объекта в направлении оси  $v$  ( $v=x, y, z$ ) и наоборот;

$b_{vij}$  – коэффициент присоединённого момента, задающий влияние  $j$ -го упругого тона колебаний  $i$ -го осциллятора на вращательное движение объекта относительно оси  $v$  ( $v=x, y, z$ ) и наоборот;

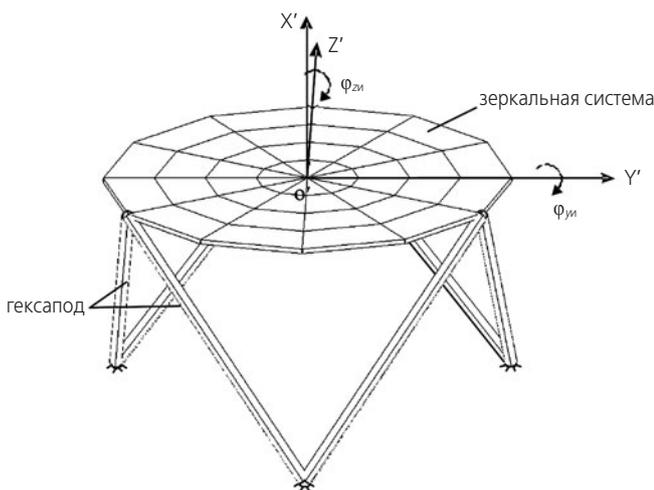
$\varepsilon_{ij}$  – коэффициент демпфирования  $j$ -го упругого тона колебаний  $i$ -го осциллятора;

$\omega_{ij}^2$  – коэффициент жёсткости осциллятора, равный значению квадрата круговой частоты колебаний  $j$ -го упругого тона колебаний  $i$ -го осциллятора.

### 3. Модель механических воздействий от привода зеркальной системы лазерного излучателя

Зеркальная система крепится к корпусу КА посредством шестизвенной фермы-манипулятора, длину связей которой можно изменять, тем самым изменяя ориентацию зеркальной системы излучателя. Каждая из шести независимых ног гексапода состоит из двух стержней и активной поступательной кинематической пары (привода). Корпус зеркальной системы и стержни гексапода считаем жёсткими.

Начало системы координат излучателя (СКИ)  $O'X'Y'Z'$  лежит в плоскости, образованной тремя шарнирами крепления фермы к корпусу излучателя. Ось  $O'X'$  совпадает с оптической осью излучателя, оси  $O'Y'$  и  $O'Z'$  параллельны осям  $OY$  и  $OZ$  СБ СК (рисунок 3).



**рисунок 3.** Расчётная модель зеркальной системы лазерного излучателя

В нашем случае механизм манипулятора должен обеспечить две степени свободы зеркальной системы – независимые повороты  $J_{yu}$  и  $J_{zu}$  относитель-

но осей  $O'Y'$  и  $O'Z'$  системы координат излучателя. В этом случае можно считать, что приводы смежных стержней гексапода работают синхронно (т.е. создают одинаковые силы в одном направлении).

В уравнениях движения корпуса КА проекции моментов  $M_{yn}$  и  $M_{zn}$ , действующие на конструкцию КА от работающих приводов манипулятора, вычисляются по формулам:

$$M_{yn} = J_{yu} \cdot \dot{\omega}_{yn},$$

$$M_{zn} = J_{zu} \cdot \dot{\omega}_{zn},$$

где  $J_{yu}=J_{zu}=20$  кгм<sup>2</sup> – моменты инерции зеркальной системы лазерного излучателя относительно осей СКИ.

Функциональные зависимости угловых скоростей поворота зеркальной системы излучателя относительно осей СКИ  $\omega_{yn}$  и  $\omega_{zn}$  от времени будут определены после получения циклограмм работы приводов в процессе дальнейшей конструктивной и экспериментальной отработки.

### 4. Конечно-элементная модель и расчёт парциальных динамических характеристик панелей солнечных батарей ДСКЭС

ДСКЭС оснащена двумя крыльями СБ, расположенными по +Y и -Y. Площадь панелей ~140 м<sup>2</sup>. Каждое крыло имеет 12 створок размером 2100×2800 мм (рисунок 4а). Масса крыла СБ ~270 кг.

Конечно-элементная сетка крыла СБ содержит ~35000 узлов, ~70000 конечных элементов.

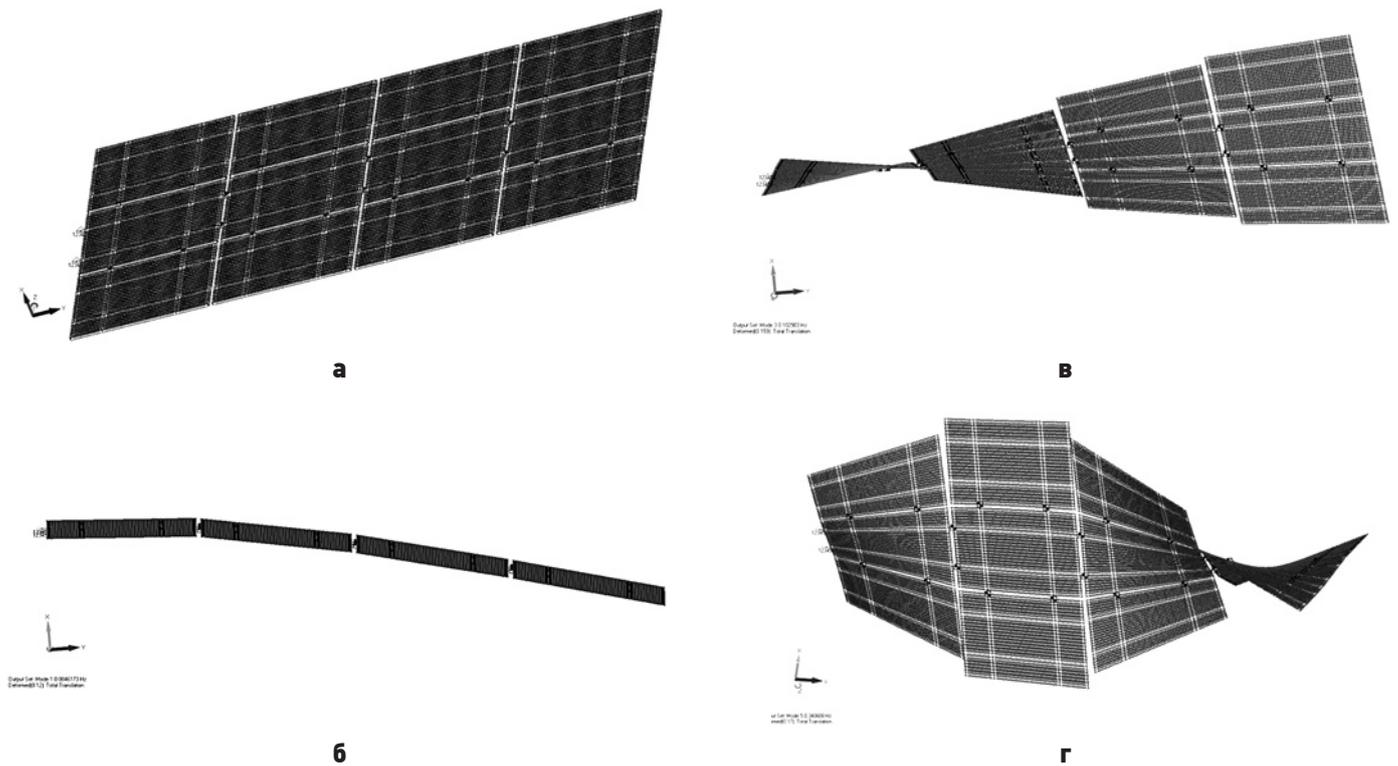
В процессе расчёта с использованием программного комплекса MSC.visual NASTRAN были определены десять первых собственных частот и форм колебаний для каждого крыла СБ, а также соответствующие коэффициенты инерционных связей. Анализ результатов расчётов показал, что в динамической схеме будут учтены первые восемь тонов упругих колебаний крыла СБ.

Конечно-элементная модель створки панели СБ приведена на рисунке 4а, формы собственных колебаний некоторых первых тонов крыла +Y – на рисунке 4б–г.

С использованием программного комплекса MSC.visual NASTRAN был выполнен расчёт коэффициентов уравнений возмущённого движения для двух этапов полёта: начального (ДСКЭС полностью заправлен) и конечного (ДСКЭС без топлива – ксенона) (Шимкович Д.Г., 2004).

Расчёты показали, что коэффициенты за время активного существования ДСКЭС изменяются незначительно. Их значения приведены в таблице 2. То есть расход топлива незначительно влияет на изменение коэффициентов динамической модели.

**ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ МЕХАНИЧЕСКИХ СИСТЕМ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА НА ПРЕЦИЗИОННОСТЬ ОРИЕНТАЦИИ И СТАБИЛИЗАЦИИ ДЕМОНСТРАЦИОННОЙ СОЛНЕЧНОЙ ЭЛЕКТРОСТАНЦИИ**



**а** – конечно-элементная модель панели СБ; **б** – первый тон (колебания СБ из своей плоскости); **в** – второй тон (кручение СБ); **г** – третий тон (кручение СБ).

**рисунок 4.** Формы собственных колебаний солнечной батареи ДСКЭС

**таблица 2** – Коэффициенты уравнений возмущённого движения

номер осциллятора, ( <i>i</i> )	тон колебаний, ( <i>j</i> )	$\omega_{ij}^2, 1/c^2$	$\varepsilon_{ij}, 1/c$	$a_{xij}, кг$	$a_{yij}, кг$	$a_{zij}, кг$	$b_{xij}, кг \cdot м$	$b_{yij}, кг \cdot м$	$b_{zij}, кг \cdot м$
1	1	0,28	0,008	12,96	0,00	0,00	0,00	0,00	122,39
1	2	0,42	0,010	0,00	0,00	0,00	0,00	27,15	-0,01
1	3	4,58	0,034	0,00	0,00	0,00	0,00	10,60	0,00
1	4	9,81	0,050	-7,50	0,00	0,00	0,00	0,00	-25,51
1	5	17,21	0,066	0,00	0,00	0,00	0,00	-7,14	0,00
1	6	22,35	0,075	0,00	0,00	-14,10	129,04	-5,18	0,00
1	7	42,83	0,104	0,00	0,00	0,00	0,00	4,49	0,00
1	8	52,14	0,115	-4,54	0,00	0,00	0,00	0,00	-10,33
2	1	0,28	0,008	-12,96	0,00	0,00	0,00	0,00	122,37
2	2	0,42	0,010	0,00	0,00	0,00	0,00	27,15	-0,01
2	3	4,58	0,034	0,00	0,00	0,00	0,00	-10,61	0,00
2	4	9,81	0,050	7,50	0,00	0,00	0,00	0,00	-25,52
2	5	17,21	0,066	0,00	0,00	0,00	0,00	7,15	0,00
2	6	22,35	0,075	0,00	0,00	-14,10	-129,07	-5,17	0,00
2	7	42,83	0,104	0,00	0,00	0,00	0,00	-4,48	0,00
2	8	52,14	0,115	4,54	0,00	0,00	0,00	0,00	-10,32

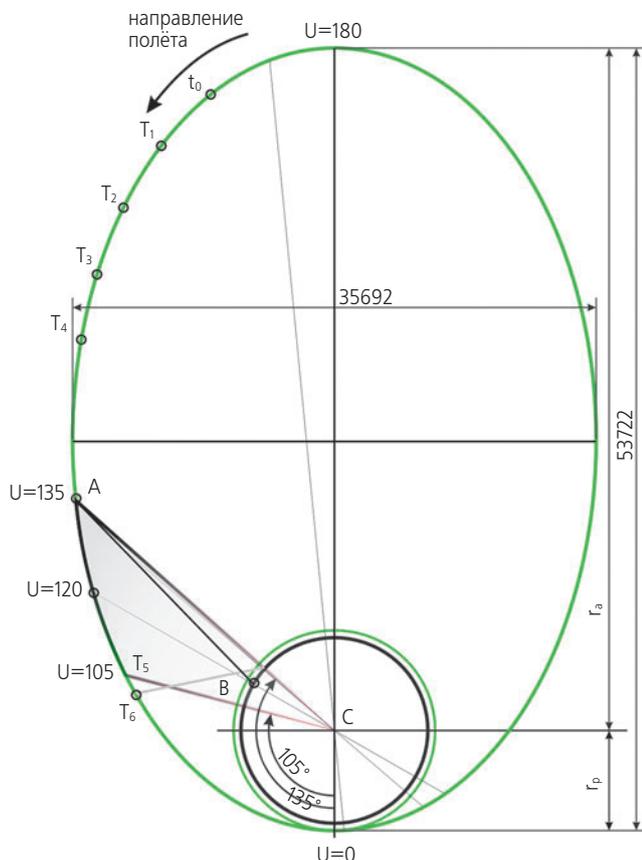
## 5. Моделирование возмущённого движения демонстрационной солнечной космической электростанции

В состав БКУ входят измерительные приборы положения и ориентации (солнечные датчики, звёздные датчики, датчик угловых скоростей), вычислитель и устройства, осуществляющие ориентацию КА (двигатели-маховики с комплексом управления двигателями маховиками).

С использованием полученных уравнений возмущённого движения объекта с учётом нежесткости его конструкции, а также математических моделей указанных выше элементов СУОС было проведено имитационное моделирование динамики ДСКЭС на этапе проведения эксперимента (Беляев Б.Б. и др., 2014).

При моделировании было принято, что КА на интервале  $T=0-400$  с находится в неподвижной инерциальной ориентации, затем рассчитывается начальное значение угла наведения и осуществляется программный разворот на этот угол, который заканчивается при  $T\sim 1626,4$  с.

За указанное время КА осуществляет разворот на угол  $16,896^\circ$  вокруг оси  $Z$  КА с программной скоростью  $0,015$  град/с.



**рисунок 5.** Схема орбиты ДСКЭС с угловым положением граничных точек

Далее КА осуществляет полёт по орбите в таком развернутом положении относительно первоначальной неподвижной инерциальной системы координат до достижения угла истинной аномалии  $135^\circ$ . Это происходит при  $T\sim 2935$  с.

С этого момента начинается ориентация КА с отслеживанием осью  $X$  КА заданного района земной поверхности. Для этого осуществляется программный разворот КА вокруг оси  $Z$  со скоростью, равной сумме скорости истинной аномалии и скорости изменения угла.

При достижении КА угла истинной аномалии  $105^\circ$  программный разворот прекращается. Это происходит при  $T\sim 12643$  с.

Далее полёт КА осуществляется в инерциальной ориентации, рисунок 5.

Результаты моделирования в виде динамических процессов представлены на рисунке ба-в.

Статистическая обработка полученных в процессе моделирования данных даёт следующие результаты:

- среднее квадратическое отклонение (СКО) углового отклонения КА от программного положения по каналам управления составляет: по  $X$   $0,5$  угл. с; по  $Y$   $0,44$  угл. с; по  $Z$   $0,35$  угл. с;
- СКО угловой скорости КА от программного значения по каналам управления составляет: по  $X$   $2,7 \times 10^{-5}$  °/с; по  $Y$   $3,5 \times 10^{-5}$  °/с; по  $Z$   $1,1 \times 10^{-5}$  °/с.

При наборе программной скорости (и при её гашении) в канале  $Z$  возникает переходной процесс длительностью  $\sim 350$  с с максимальными забросами по угловой скорости до  $0,002$  °/с, а по углу – до  $180$  угл. с.

## заключение

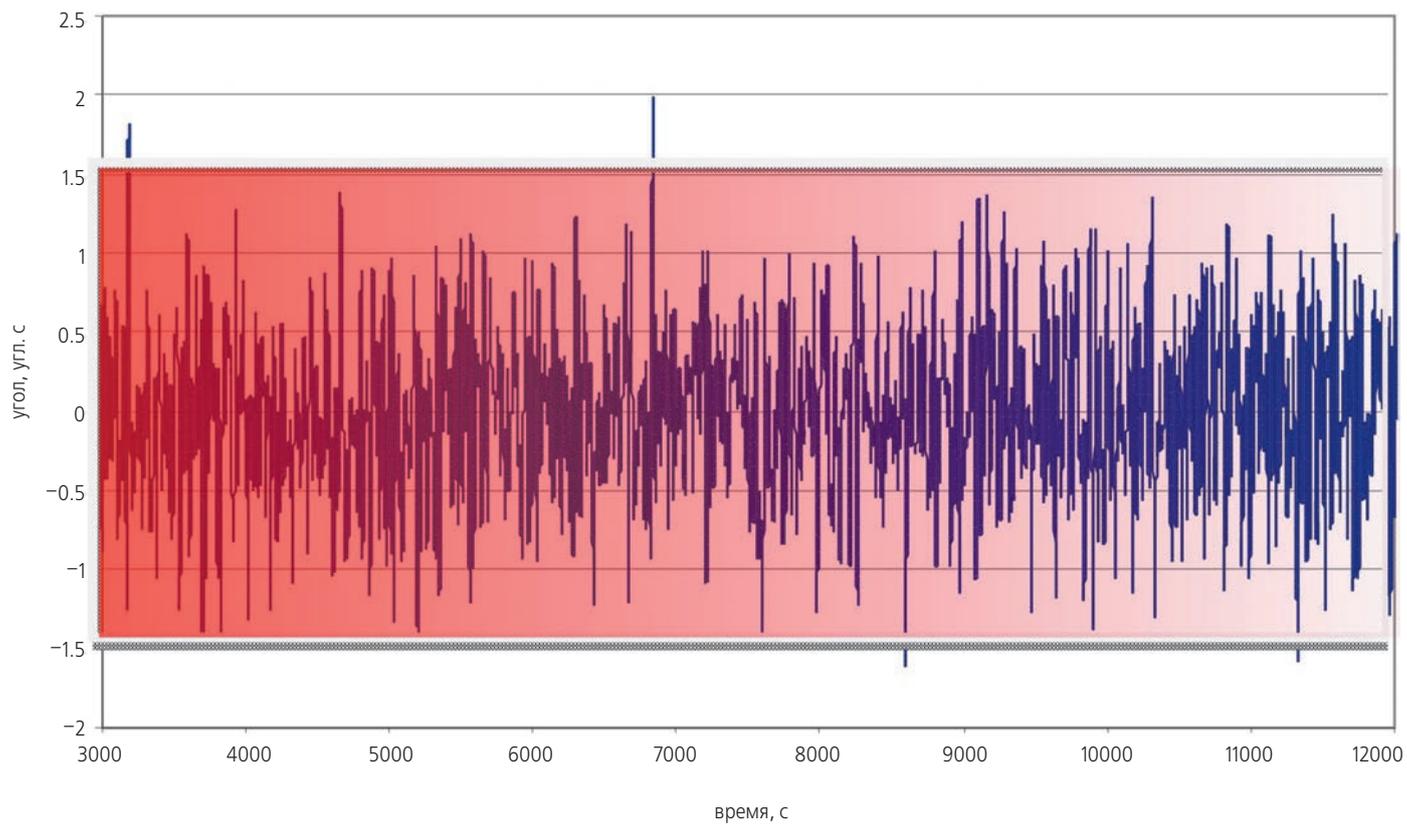
На основании проведённых исследований и моделирования предложенной реализации приборного состава и алгоритмов системы управления ориентацией можно сделать следующий предварительный вывод:

- при полёте КА по орбите Земли типа «Молния» точность наведения зеркальной системы излучателя на заданный район земной поверхности и удержания его в этом положении составляет не более  $1,5$  угловой секунды, что достаточно для проведения космических экспериментов по передаче энергии.

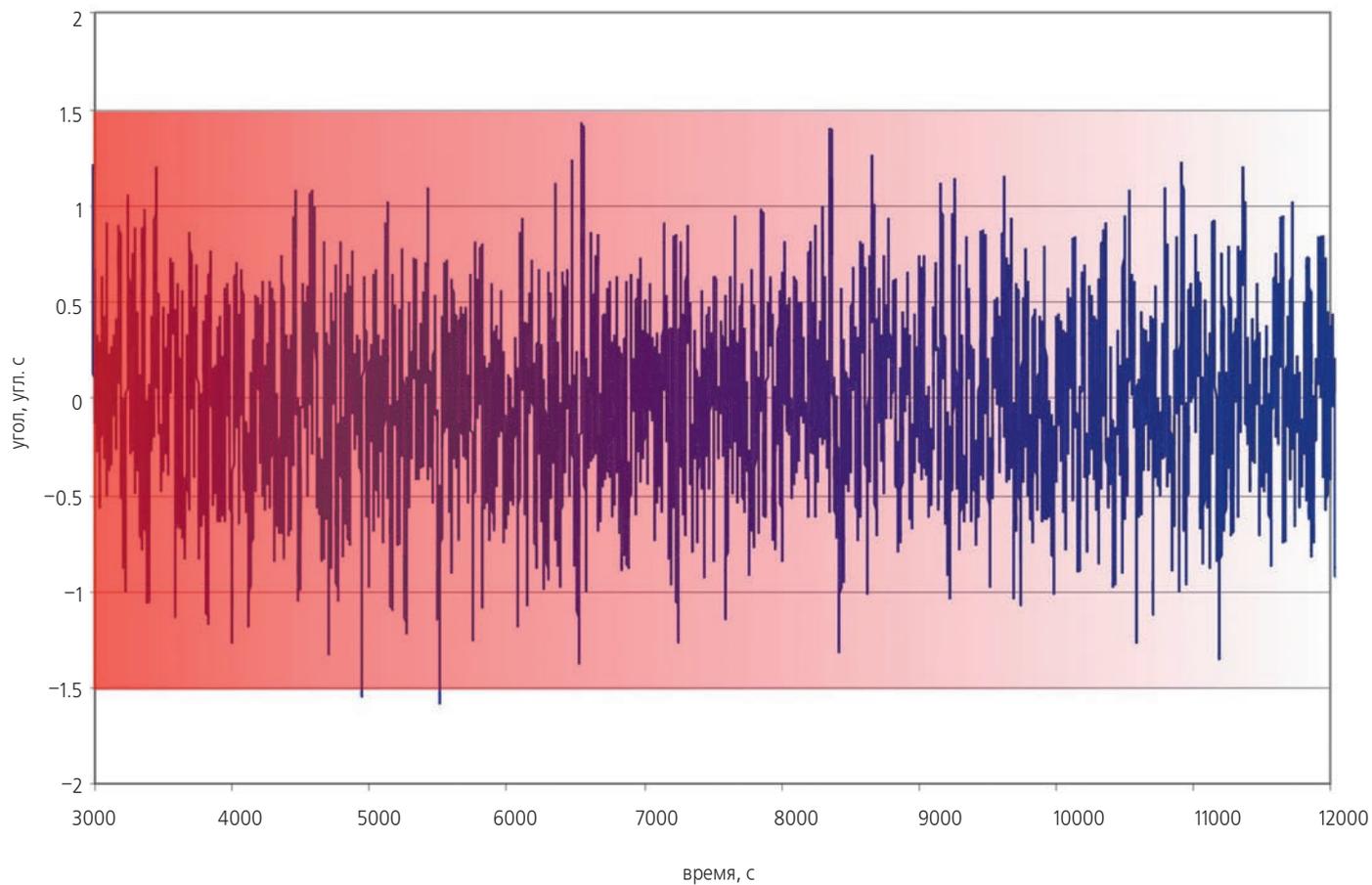
В дальнейшем, на последующих этапах разработки данного проекта, необходимо проработать следующие вопросы:

1. Моделирование баллистики КА не в центральном поле Земли, а с применением уточнённой модели гравитационного воздействия и с учётом баллистических погрешностей при определении положения КА на орбите и их бортовой реализации.

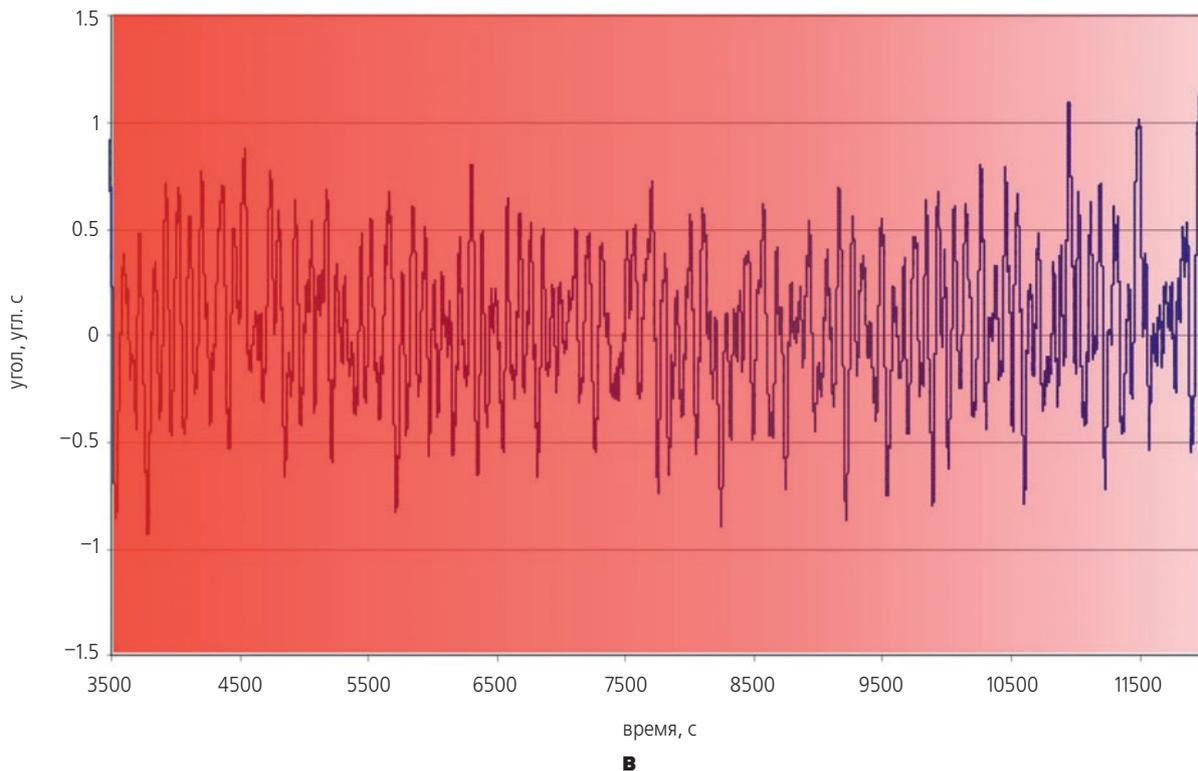
**ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ МЕХАНИЧЕСКИХ СИСТЕМ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА НА ПРЕЦИЗИОННОСТЬ ОРИЕНТАЦИИ И СТАБИЛИЗАЦИИ ДЕМОНСТРАЦИОННОЙ СОЛНЕЧНОЙ ЭЛЕКТРОСТАНЦИИ**



**а**



**б**



**а** – изменение стабилизирующего угла по каналу X; **б** – изменение стабилизирующего угла по каналу Y;  
**в** – изменение стабилизирующего угла по каналу Z.

**рисунок 6.** Изменение стабилизирующих углов (X, Y, Z)

2. Показать реализацию программы ориентации КА в течение всего времени функционирования КА.

3. Обеспечить оптимизацию выбранных коэффициентов в алгоритмах управления при точном моделировании динамики орбитального полёта.

## список литературы

Беляев Б.Б., Ульяшин А.И., Ковалев Ф.А. Система точного гидирования // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2014. № 5 (26). С. 108-113.

Вибрации в технике: справочник в 6-ти т. Т. 1. Колебания линейных систем / Под ред. чл.-корр. АН СССР В.В. Болотина. М.: Машиностроение, 1978. 352 с.

Ефанов В.В., Бирюков А.С., Деменко О.Г. К вопросу снижения динамических нагрузок при срабатывании устройств разделения перспективных орбитальных астрофизических обсерваторий // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2013. № 3 (19). С. 21-25.

Кейн Т.Р., Левинсон Д.А. Вывод уравнений движения для сложных КЛА // Ракетная техника и космонавтика. 1980. № 9. С. 158-173.

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

Нашиф А., Джоунс Д., Хендерсон Дж. Демпфирование колебаний: пер. с англ. / Под. ред. Э.И. Григолюка; пер. с англ. Л.Г. Корнейчук. М.: Мир, 1988. 448 с.

Сысоев В.К., Барабанов А.А., Дмитриев А.О., Нестерин И.М. и др. Анализ компоновочных схем демонстрационной солнечной космической электростанции // Электронный журнал «Труды МАИ». 2014. Вып. № 77. [Электронный ресурс] URL: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=52928> (дата обращения: 30.03.2016 г.).

Телепнев П.П., Ермаков В.Ю. Проектирование устройств гашения колебаний конструкции космических аппаратов // Проектирование автоматических космических аппаратов для фундаментальных научных исследований / Сост. В.В. Ефанов, И.Л. Шевалев; под ред. В.В. Ефанова, К.М. Пичхадзе. В 2-х т. Т. 1. М.: Изд-во МАИ, 2012. С. 434-465.

Телепнев П.П., Ефанов В.В. Новый метод повышения диссипативных характеристик конструкции космического аппарата // Актуальные вопросы проектирования автоматических космических аппаратов для фундаментальных и прикладных научных исследований / Сост. В.В. Ефанов. Химки: Издатель ФГУП «НПО имени С.А. Лавочкина», 2015. С. 223-228.

Шимкович Д.Г. Расчёт конструкций в MSC. visualNastran for Windows. М.: ДМК, 2004. 704 с.

Cougnat C., Gerber B., Steinsiek F., Laine R. et al. The 10 kw satellite: a first operational step for space based solar power Proc. IAC 2010. № 10. С3.4.2, Р. 1-6.

Статья поступила в редакцию 21.03.2016 г.

## ТРЕБОВАНИЯ К МАТЕРИАЛАМ ДЛЯ ПУБЛИКАЦИИ В ЖУРНАЛЕ

1. К публикации в журнале «Вестник «НПО имени С.А. Лавочкина» принимаются статьи, отвечающие критериям ВАК РФ по научной новизне и апробации представленных результатов натурными экспериментами (испытаниями), летной эксплуатацией или патентами на изобретения (полезные модели).
  2. Статьи из других организаций направляются в адрес ФГУП «НПО имени С.А. Лавочкина» с сопроводительным письмом на имя генерального директора. К статье необходимо приложить оформленный акт экспертизы, заключение комиссии по экспортному контролю и рецензию.
  3. Между авторами статей и редакцией журнала заключается лицензионный договор о передаче неисключительных прав.
  4. Статья должна быть подписана всеми авторами. Объем статьи не должен превышать 15 страниц текста и 8 рисунков. Все страницы должны быть пронумерованы.
  5. Изложение материала должно быть ясным, логически выстроенным в следующей последовательности:
    - индекс УДК (слева);
    - инициалы и фамилии авторов, ученое звание и ученая степень каждого из авторов, должность, место работы (полное название организации, страна, город), контактная информация (e-mail), название статьи, краткая аннотация (5–7 строк), ключевые слова (5–6 слов) на русском языке и на английском языке;
    - основной текст;
    - список литературы.
  6. Рукопись статьи предоставляется в одном экземпляре, напечатанном на принтере на одной стороне стандартного листа формата **A4**.
  7. Набирать текст необходимо в **MS Word 2003**, используя стандартные шрифты **Times New Roman**, размер – **14**, интервал – **полтора**. Поля со всех сторон – **25 мм**.
  8. Для набора формул следует использовать встроенный редактор формул **Microsoft Equation 3.0**. Формулы набираются **латинским** алфавитом, размер шрифта **11**. Нумеруются только те формулы, на которые есть ссылки в тексте.
  9. Все используемые буквенные обозначения и аббревиатуры должны быть расшифрованы. Размерность величин должна соответствовать системе СИ.
  10. Элементы списка литературы должны содержать фамилии и инициалы авторов, полное название работы. Для книг указывается место издания, издательство, год издания, количество страниц. Для статей – название журнала или сборника, год выпуска, том, номер, номера первой и последней страниц.
  11. Рисунки и графики оформляются в **цветном** изображении, должны быть четкими и не требовать перерисовки. Шрифт текста в иллюстративном материале **Arial Reg**, со **строчных букв** (кроме названий и имен).
  12. Таблицы должны быть пронумерованы, иметь краткое наименование, межстрочный интервал в наименовании таблицы одинарный, выравнивание по ширине страницы. Текст в таблице печатается со строчных букв, без полужирного начертания.
  13. К статье следует приложить диск с файлами:
    - сформированной статьи;
    - рисунков, графиков (выполняются в форматах **jpeg** или **tiff** с разрешением не менее 300 dpi и размером не более формата A4);
    - фотографий авторов (размер фотографий не менее 10×15);
    - сведений об авторах.
- В сведениях об авторах следует сообщить: ФИО (полностью), ученое звание, ученую степень, аспирант или соискатель ученой степени, домашний и рабочий телефоны (с кодом города), мобильный (предпочтительней), адрес электронной почты.
- Консультации по правильному оформлению подаваемых материалов Вы можете получить у сотрудников редакции по тел.: 8 (495) 575-55-63.

---

### издатель

ОРДЕНА ЛЕНИНА, ДВАЖДЫ ОРДЕНОВ ТРУДОВОГО КРАСНОГО ЗНАМЕНИ  
ФГУП «НПО имени С.А. ЛАВОЧКИНА»

редактор В.В. Ефанов

технический редактор А.В. Савченко

корректоры М.С. Винниченко, Н.В. Пригородова

верстка А.Ю. Титова

художественное оформление журнала, обложек, оригинал-макета –  
«СТУДИЯ Вячеслава М. ДАВЫДОВА»

подписано в печать 16.05.2016. формат 60×84/8.

бумага офсетная. печать офсетная. объем 12 печ. л. тираж 300 экз.

отпечатано с готового оригинал-макета в типографии ООО «Трек принт»

Новокуркинское шоссе, д. 39, пом. 1, ком. 71, г. Москва, 125466



подписку на журнал  
**ВЕСТНИК**  
НПО имени С.А. Лавочкина  
можно оформить на почте,  
подписной индекс № 37155  
в каталоге  
«Газеты и журналы»  
(Роспечать)

ежеквартальный научно-технический журнал  
«ВЕСТНИК «НПО имени С.А. Лавочкина» издаётся с 2009 года.

включён в базу данных:

- российского индекса научного цитирования (РИНЦ);
- международной системы цитирования (Scopus).

основные тематические направления:

- ракетная и космическая наука и техника
- беспилотируемые средства для исследования Луны, планет и космического пространства
- проектирование, расчёт, математическое моделирование, производство, эксплуатация, управление полётом, баллистика, космическая навигация и др.

журнал адресован учёным, специалистам, аспирантам и студентам научно-исследовательских институтов, опытно-конструкторских бюро, университетов и промышленности, занимающихся решением теоретических и практических проблем

**адрес редакции:**

141400, Московская область,  
г. Химки, ул. Ленинградская, д. 24.  
телефоны: (495) 575-5563, (495) 575-5469,  
факс: (495) 575-0068  
vestnik@laspace.ru  
<http://www.vestnik.laspace.ru>

В соответствии с Федеральной космической программой на 2016–2025 гг. НПО имени С.А. Лавочкина и Институт астрономии РАН вместе с международной кооперацией создают орбитальную астрономическую обсерваторию «СПЕКТР-УФ» («ВСЕМИРНАЯ КОСМИЧЕСКАЯ ОБСЕРВАТОРИЯ – УЛЬТРАФИОЛЕТ»). Она придёт на смену космическому телескопу имени ХАББЛА. В журнале «Вестник «НПО имени С.А. Лавочкина» № 3, 2016 года будут опубликованы статьи учёных, работающих над этим проектом в настоящее время.

# ЭКЗОМАРС

## РОССИЙКО-ЕВРОПЕЙСКИЙ ПРОЕКТ ЭКСПЕДИЦИИ ИССЛЕДОВАНИЯ МАРСА

### ПЕРВЫЙ ЭТАП

Межпланетный комплекс, состоящий из европейских орбитального (TRACE GAS ORBITER) и посадочного демонстрационного (SCHIAPARELLI) модулей с установленными российскими научными приборами (ИКИ РАН). Запуск осуществлён 14 марта 2016 года с космодрома БАЙКОНУР ракетой космического назначения «ПРОТОН-М» с разгонным блоком «БРИЗ-М».



РОССИЙСКИЙ КОМПЛЕКС  
НАУЧНОЙ АППАРАТУРЫ:

### АЦС

исследование химии марсианской атмосферы с орбиты искусственного спутника;

### ФРЕНД

изучение с орбиты глобального распределения водяного льда в верхнем слое грунта Марса и радиационной обстановки на орбите.

### ВТОРОЙ ЭТАП

Межпланетный комплекс, состоящий из российской посадочной платформы НПО имени С.А. Лавочкина с кооперацией, комплекса научной аппаратуры с широкой исследовательской программой ИКИ РАН и ГЕОХИ РАН и европейского марсохода. Запуск планируется в 2020 году с космодрома БАЙКОНУР.

