

ЛУНА-25

2019 год

российская лунная миссия

отработка технологии посадки в районе Южного полюса Луны, проведение исследований научными приборами посадочного модуля, решение проектно-конструкторских задач для последующих миссий, изучение поверхности в районе Южного полюса, в том числе криогенным бурением до глубины двух метров

...русские моряки
на кораблях «Восток» и «Мирный»
под командованием Ф.Ф. Белинсгаузена
и М.П. Лазарева в 1821 г. открыли
для мира Антарктиду
с Южным полюсом

Космическая станция «Луна-25»
откроет для науки район
Южного полюса Луны,
совершив там посадку

ЛУНА-9

3 февраля 1966 года
впервые в истории освоения
космоса совершила мягкую
посадку на поверхность
Луны и впервые передала на
Землю телепанорамы лунной
поверхности

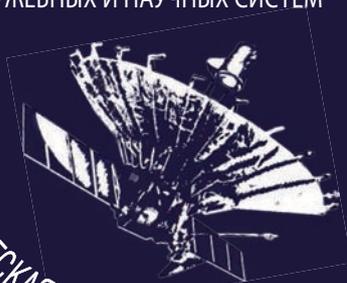


ЛУНА-10

3 апреля 1966 года
впервые в мире вышла
на орбиту вокруг Луны

ИННОВАЦИОННЫЕ
АВТОМАТИЧЕСКИЕ КОСМИЧЕСКИЕ
АППАРАТЫ ДЛЯ ФУНДАМЕНТАЛЬНЫХ
И ПРИКЛАДНЫХ НАУЧНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ
АКТУАЛЬНЫЕ ВОПРОСЫ СОЗДАНИЯ
СЛУЖЕБНЫХ И НАУЧНЫХ СИСТЕМ

II НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКАЯ КОНФЕРЕНЦИЯ



**ПОСВЯЩЕННАЯ
80-ЛЕТИЮ
ОБРАЗОВАНИЯ ФГУП
«НПО имени С.А. ЛАВОЧКИНА»**

конференция будет проводиться
с 4 по 10 сентября 2017 г.
при поддержке
ГОСКОРПОРАЦИИ «РОСКОСМОС»
И ОБЪЕДИНЁННОЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ КОРПОРАЦИИ.

направления работы конференции:

- проектирование, конструкция, расчет и совершенствование космических аппаратов и их систем
- баллистика, динамика, управление движением космических аппаратов
- дистанционное зондирование Земли и планет Солнечной системы
- экономические проблемы космонавтики

место проведения конференции:
санаторно-оздоровительный комплекс «АНАПА- НЕПТУН» ,
г. Анапа, Краснодарский край

По дополнительным вопросам, касающимся проведения конференции,
просим обращаться в оргкомитет конференции.

Адрес оргкомитета:
141400, г. Химки, Московской обл., ул. Ленинградская, д. 24

телефон/факс: 8 (495) 572-00-68

телефон: 8(495) 575-54-69

conference@laspace.ru

WWW.CONF-LASPACE.RU



ФЕДЕРАЛЬНОЕ УНИТАРНОЕ
ГОСУДАРСТВЕННОЕ ПРЕДПРИЯТИЕ
«НАУЧНО-ПРОИЗВОДСТВЕННОЕ
ОБЪЕДИНЕНИЕ имени С.А. ЛАВОЧКИНА»

с о д е р ж а н и е

Ефанов В.В., Долгополов В.П. Луна. От исследования к освоению (к 50-летию космических аппаратов «ЛУНА-9» и «ЛУНА-10»).....	3
Казмерчук П.В., Мартынов М.Б., Москатиньев И.В., Сысоев В.К., Юдин А.Д. Космический аппарат «ЛУНА-25» – основа новых исследований Луны.....	9
Кузнецов И.А., Захаров А.В., Дольников Г.Г., Ляш А.Н., Афонин В.В., Попель С.И., Шашкова И.А., Борисов Н.Д. Лунная пыль: свойства и методы исследований.....	20
Лемешевский С.А., Лавочкина Л.Л., Береснев А.Г. Комаров М.А. Бериллиевые материалы в проектах НПО имени С.А. Лавочкина.....	33
Гордиенко Е.С., Ивашкин В.В., Симонов А.В. Анализ устойчивости орбит искусственных спутников Луны и выбор конфигурации лунной навигационной спутниковой системы.....	40
Степанов В.В. Перспектива развития гидрометеорологического обеспечения с помощью многоцелевой космической системы «АРКТИКА».....	55
Казмерчук П.В. Метод линеаризации в задачах оптимизации траекторий космического аппарата с малой тягой. Детали реализации.....	61
Евграфов А.Е., Поль В.Г. К вопросу о формировании околокруговых околоземных низковысотных орбит космического аппарата.....	67
Горовцов В.В., Жиряков А.В., Теплепнев П.П., Петров Ю.А., Берников А.С. Исследование динамики и решение задачи проектирования трансформируемых конструкций посадочного модуля КА «ЭКЗОМАРС».....	75
Клименко Н.Н., Гончаров К.А. Предварительное проектирование экспериментальных псевдокосмических аппаратов на солнечной энергии для валидации длительного беспосадочного полёта.....	81
Хохлачев Е.Н., Шаханов А.Е. Обоснование требований ккупаемым служебным системам и устройствам при создании и модернизации космических аппаратов.....	90
Глазов Б.И. Рационализация информационных мер процессов в воздушно-космической киберинформатике.....	96
Сахаров М.В., Средин В.Г., Чижко В.Ф., Автин А.А. Оценка условий возникновения необратимых последствий воздействия импульсного лазерного излучения среднего инфракрасного диапазона на InSb-матричный фотоприёмник.....	103
Пантелеев А.В., Пановский В.Н. Прикладное применение интервального метода взрывов для поиска оптимального программного управления солнечным парусом.....	110
Розин П.Е. Методика отработки бортового программного обеспечения системы ориентации и стабилизации малого космического аппарата дистанционного зондирования Земли «АУРИГА».....	118
Чо Хюнчжэ, Матвеев Ю.А. Развитие космических средств мониторинга природной среды на высоких орбитах.....	126

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 за аспирантов и адъюнктов за публикацию статей не взимается
- статьи журнала и требования к оформлению представленных авторами рукописей приведены на сайте журнала <http://www.vestnik.laspacespace.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

чл. СХ СССР, России **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. Мошшеев

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.

адрес учредителя и издателя
совпадает с адресом редакции
свидетельство ПИ № ФС77-55759
от 28 октября 2013 г.

ISSN 2075-6941



16004



9 772075 694002 >

chief editor –
 c.sc. (ec.) **S.A. Lemeshevskiy**

deputy chief editor –
 d.eng., professor **V.V. Efanov**

editorial board

member of
 UA USSR, URA **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. Moisheev**

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. Yatskiv**

the journal is a reviewed publication

founder

FSUE «LAVOCHKIN ASSOCIATION»
 the journal is registered in Federal
 Service for telecommunications and
 mass media oversight.
 address of the founder and the publish-
 er is the same as of the editorial office
 certificate ПИ № ФС77–55759
 dated October 28, 2013

table of contents

Efanov V.V., Dolgoplov V.P.
 The Moon. From studies to exploration (on 50th anniversary
 of «LUNA-9» and «LUNA-10» satellites) 3

**Kazmerchuk P.V., Martynov M.B., Moskatniev I.V.,
 Sysoev V.K., Yudin A.D.**
 «LUNA-25» Spacecraft – the basis of the new lunar exploration 9

**Kuznetsov I.A., Zakharov A.V., Dolnikov G.G., Lyash A.N.,
 Afonin V.V., Popel S.I., Shashkova I.A., Borisov N.D.**
 Lunar dust: properties and investigation techniques 20

Lemeshevskii S.A., Lavochkina L.L., Beresnev A.G., Komarov M.A.
 Beryllium materials applications in Lavochkin Association's programs 33

Gordienko E.S., Ivashkin V.V., Simonov A.V.
 Moon artificial satellite orbits stability analysis and lunar
 navigation satellite system configuring 40

Stepanov V.V.
 Perspectives of development of hydrometeorological services
 by means of multi-purpose space system «ARCTIC» 55

Kazmerchuk P.V.
 The Method of Linearization in optimization problems
 of low thrust spacecraft trajectories. Implementation details 61

Evgrafov A.E., Pol V.G.
 Revising the formation of spacecraft near-circular low-altitude earth orbits 67

**Gorovtsov V.V., Zhiryakov A.V., Telepnev P.P.,
 Petrov Yu.A., Bernikov A.S.**
 Dynamic analysis and design approach to transformable
 structures of the «EXOMARS» Landing Module 75

Klimenko N.N., Goncharov K.A.
 Preliminary design of experimental solar-powered pseudo
 satellites for validation of long endurance continuous flight 81

Khokhlachev E.N., Shakhnov A.E.
 Justification of requirements to the procured house-keeping systems
 and devices for spacecraft development and modernization 90

Glazov B.I.
 Rationalization of the information measures of the processes
 in air-and-space cyber informatics 96

Sakharov M.V., Sredin V.G., Chishko V.F., Avtin A.A.
 Evaluation of occurrence conditions of irreversible effects of interaction
 of mid infrared pulse laser radiation on InSb matrix photodetector 103

Panteleyev A.V., Panovskiy V.N.
 Application of interval method of explosions for search
 of optimal open-loop control of the solar sail. 110

Rozin P.E.
 Method of validation of on-board software for attitude control system
 of «AURIGA» small spacecraft for Earth observations 118

Cho Hyunjai, Matveev Y.A.
 Development of high-orbit space systems for environment monitoring 126

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 and adjuncts have not to pay for the publication of articles
- magazine articles and features required of author manuscript design are available at Internet Site <http://www.vestnik.laspase.ru>
- subscription index 37156 in catalogue «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@LASPASE.RU
 internet: <http://WWW.VESTNIK.LASPASE.RU>

ЛУНА. ОТ ИССЛЕДОВАНИЯ К ОСВОЕНИЮ (К 50-ЛЕТИЮ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ «ЛУНА-9» И «ЛУНА-10»)



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

В статье дано описание автоматических космических аппаратов «ЛУНА-9», «ЛУНА-10» и им подобных, созданных в НПО имени С.А. Лавочкина. Приведена история создания указанных изделий, отмечен их приоритет в лунных исследованиях. Приведено краткое описание проектов аппаратов «ЛУНА-ГЛОБ», «ЛУНА-РЕСУРС», «ЛУНА-ГРУНТ», реализуемых в ближайшей перспективе.

Ключевые слова: «ЛУНА-9»; «ЛУНА-10»; исследование Луны; лунная программа; мягкая посадка на Луну; искусственный спутник Луны; Г.Н. Бабакин; НПО имени С.А. Лавочкина.

Вторая половина XX века навсегда войдёт в историю человечества как время, когда люди, преодолев земное тяготение, стали исследовать межпланетное пространство. Началом этих исследований был запуск первого искусственного спутника Земли 4 октября 1957 года. Вскоре были предприняты попытки запуска автоматических космических аппаратов на Луну и ближайшие планеты Солнечной системы (Марс и Венера).

Большая часть космических исследований XX века характеризуется соревнованием между СССР и США за доминирующие позиции в космосе.

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

THE MOON. FROM STUDIES TO EXPLORATION (ON 50TH ANNIVERSARY OF «LUNA-9» AND «LUNA-10» SATELLITES)



В.П. Долгополов¹,
dvp@laspace.ru;
V.P. Dolgoplov

The article gives a description of «LUNA-9», «LUNA-10» and similar automated satellites designed by Lavochkin Association. Their high priority in the lunar studies is highlighted. The history of development of the above satellites is presented. The brief description of «LUNA-GLOB», «LUNA-RESOURCE», «LUNA-GRUNT» programs to be implemented in the near term is also provided.

Key words: «LUNA-9»; «LUNA-10»; the Moon studies; the lunar program; soft landing on the Moon surface; the Moon artificial satellite; G.N. Babakin; Lavochkin Association.

В отношении лунной программы основными были два направления: исследования автоматическими космическими аппаратами и пилотируемый полёт на Луну. Первое направление реализовано СССР 3 февраля 1966 года посадкой аппарата «ЛУНА-9». Второе направление реализовано США 20 июля 1969 года, когда «АПОЛЛОН-11» совершил посадку на Луну.

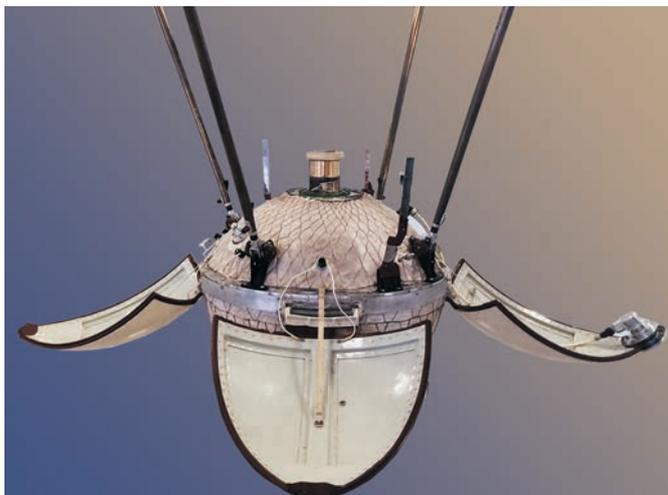
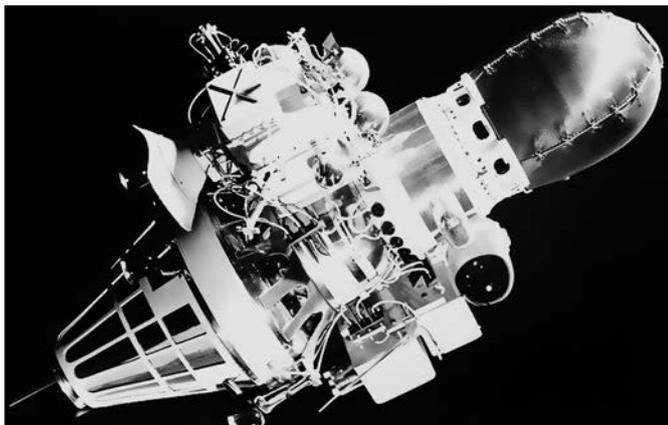
«ЛУНА-9» сначала создавалась в ОКБ-1 Сергея Павловича Королёва. Данная тематика в 1965 году была передана в ОКБ Машиностроительного завода имени Семёна Алексеевича Лавочкина. Начиная с запуска КА «ЛУНА-7» в сентябре 1965 года, лавоч-

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

**ЛУНА. ОТ ИССЛЕДОВАНИЯ К ОСВОЕНИЮ
(К 50-ЛЕТИЮ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ «ЛУНА-9» И «ЛУНА-10»)**

кинцы уже принимали участие в отработке лунных аппаратов, и если при управлении КА «ЛУНА-8» за пультами сидели королёвцы, а за их спинами стояли лавочкинцы, то при пуске КА «ЛУНА-9» за пультами уже были лавочкинцы. В нашей организации конструкция аппарата претерпела ряд усовершенствований (Пичхадзе К.М. и др., 2010), ключевым была доработка посадочного устройства (Хартов В.В. и др., 2014; Хартов В.В. и др., 2015).

На рисунке 1 представлен общий вид космической станции и посадочного аппарата «ЛУНА-9», а в таблице 1 – посадочные станции, запущенные в 1966 году.



стартовая масса 1538 кг;
масса научной аппаратуры 5 кг.

рисунок 1. КА «ЛУНА-9». Первая мягкая посадка

Описываемым аппаратом были получены следующие научные и технические результаты:

- первая мягкая посадка на Луну;
- получение круговой панорамы поверхности;
- измерение интенсивности жёсткой радиации, обусловленной космическими и солнечными лучами, а также радиоактивным излучением лунного грунта (Пичхадзе К.М. и др., 2010; Khartov V.V. et al., 2011).

В том же 1966 году была запущена станция «ЛУНА-13» для дальнейших исследований.

Продолжением программы изучения Луны автоматическими космическими аппаратами стало создание и запуск впервые в мире искусственного спутника Луны («ЛУНА-10»). Для реализации этой миссии за основу были приняты базовые, уже отработанные проектно-конструкторские решения на «ЛУНА-9» с заменой посадочного аппарата на отделяемую от траекторного блока орбитальную станцию (искусственный спутник Луны).

На рисунке 2 представлен общий вид космической станции с искусственным спутником Луны, в таблице 2 – лунные орбитальные станции, запущенные в 1966 году.



стартовая масса 1584 кг.

рисунок 2. КА «ЛУНА-10» – первый искусственный спутник Луны

таблица 1 – Посадочные станции, запущенные на Луну в 1966 году

	«ЛУНА-9»	«ЛУНА-13»
назначение станции	лунный посадочный аппарат	лунный посадочный аппарат
производитель	СССР, НПО имени С.А. Лавочкина	СССР, НПО имени С.А. Лавочкина
ракета-носитель	«Молния-М»	«Молния-М»
дата запуска (космодром)	31 января 1966 г. (Байконур)	21 декабря 1966 г. (Байконур)
дата посадки	3 февраля 1966 г.	24 декабря 1966 г.
результат	успех, первая мягкая посадка на Луну	успех

таблица 2 – Орбитальные лунные станции, запущенные в 1966 году

	«ЛУНА-10»	«ЛУНА-11»
назначение станции	лунная орбитальная станция	лунная орбитальная станция
производитель	СССР, НПО имени С.А. Лавочкина	СССР, НПО имени С.А. Лавочкина
ракета-носитель	«Молния-М»	«Молния-М»
дата запуска	31 марта 1966 г.	1 октября 1966 г.
результат	успех, первый спутник Луны	успех

«ЛУНА-10» провела исследования Луны с окололунной орбиты. Измерено содержание естественных радиоактивных элементов – калия, урана, тория в лунной коре; построена карта магнитного поля, напряжённость которого составила 0,001% от земного, и обнаружено, что у Луны, в отличие от Земли, нет радиационных поясов. «ЛУНА-10» измерила поток микрометеоров и космическое излучение на окололунной орбите.

Кроме того, в 1966 году были запущены на окололунную орбиту лунные картографы «ЛУНА-11» и «ЛУНА-12», а в 1968 году – «ЛУНА-14». Стало понятно, что программа малых лунных аппаратов себя исчерпала.

В 1967 году Г.Н. Бабакин предложил перейти на ракету-носитель тяжёлого класса типа «Протон» с разгонным блоком Д, что позволило нам создать более совершенные автоматические космические аппараты следующего поколения, обладающие значительно большими возможностями и полезными нагрузками. Это были КА «ЛУНА-16» – первая доставка на Землю в автоматическом режиме образцов лунного грунта, запущен с космодрома «Байконур» 12 сентября 1970 года, «ЛУНА-17» – первая автоматическая самоходная лаборатория на поверхности Луны, полностью управляемая с Земли, запущена с космодрома «Байконур» 10 ноября 1970 года (Хартов В.В. и др., 2015).

В дальнейшем на базе посадочной платформы КА «ЛУНА-16» было создано несколько посадочных аппаратов и лунных спутников. Последним из этой серии КА был «ЛУНА-24», который успешно завершил эту программу в 1976 году, ровно 40 лет назад.

Естественный спутник Земли весьма привлекателен с точки зрения создания автоматизированного научного полигона для исследования Вселенной с краткосрочными экспедициями космонавтов для проведения ремонтных и профилактических работ научного оборудования. Также в отдалённой перспективе Луну целесообразно использовать как промежуточную площадку для межпланетных пилотируемых экспедиций.

Как видно из приведённых выше описаний лунных миссий, серии автоматических космических аппаратов в НПО имени С.А. Лавочкина строились на отработанных платформах, имеющих лётную квалификацию. Эти платформы соответствовали лучшим достижениям космической техники соответствующего периода времени. Проектирование лётных изделий с высокой степенью унификации и широким использованием ключевых конструкторско-технологических решений, имеющих лётную квалификацию, сокращает сроки создания, наземной отработки всей серии аппаратов, уменьшает финансовые риски и в немалой степени повышает надёжность выполнения миссии.

В настоящее время интерес к Луне со стороны фундаментальной и прикладной науки становится актуальным в связи с возможным нахождением воды в полярных областях в виде льда, сохранившегося при низких температурах (Khartov V.V. et al., 2011; Хартов В.В., 2015).

Теперь перейдём от успешного прошлого к ближайшему будущему. Федеральной космической программой 2016–2025 годы определено, что освоение Луны автоматическими космическими аппаратами является приоритетным направлением в области исследования планет Солнечной системы. По мнению Российской академии наук, основным районом изучения является Южный полюс, который будет исследоваться дистанционными и контактными методами, вплоть до доставки на Землю образцов грунта и лунного реликтового водяного льда с сохранением летучих веществ из заранее определённого района в исходном состоянии (Khartov V.V. et al., 2011; Хартов В.В., 2015; Хартов В.В. и др., 2014; Зеленый Л.М., Зайцев Ю.И., 2014; Ефанов В.В., Хартов В.В., 2015).

Проведённый системно-проектный анализ создания перспективных космических аппаратов показал целесообразность итерационного подхода к реализации рассматриваемых проектов, который предполагает предварительную лётную апробацию ключевых конструкторско-технологических решений с последующим усложнением поставленных

**ЛУНА. ОТ ИССЛЕДОВАНИЯ К ОСВОЕНИЮ
(К 50-ЛЕТИЮ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ «ЛУНА-9» И «ЛУНА-10»)**

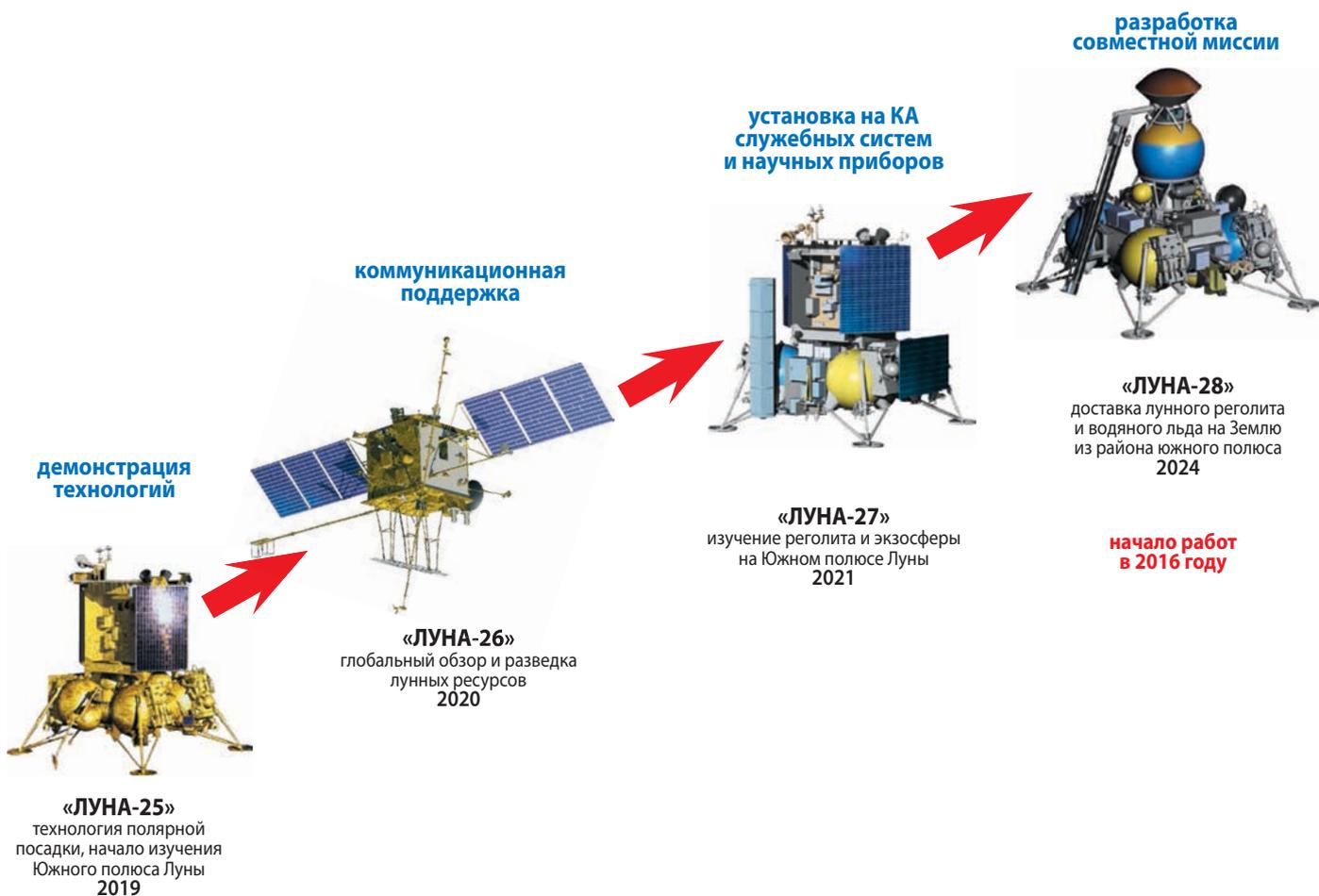


рисунок 3. Лунные автоматические станции, создаваемые НПО имени С.А. Лавочкина по Федеральной космической программе на 2016–2025 годы

задач. Имеется в виду, что сначала осуществляется поэтапная отработка критических технологий (высокоточная безопасная посадка, глубинный криогенный забор грунта с капсуляцией летучих и т.п.); поэтапное наращивание сложности экспедиций; привлечение международной кооперации; адаптация отработанных лунных платформ к дальнейшим планетным экспедициям на Марс, Фобос, к Юпитеру и др.

Сейчас нами создаётся серия лунных автоматических КА. Они будут проводить уникальные эксперименты в ранее недоступных районах Южного полюса. На рисунке 3 представлена линейка упомянутых выше аппаратов. Их обозначения будут продолжением предыдущих серий, завершённых в 1976 году (КА «ЛУНА-24»).

Первым новым изделием будет аппарат «ЛУНА-25» («ЛУНА-ГЛОБ»). КА доставит на поверхность научную аппаратуру для комплексных исследований в околополярной области, отработает технологию мягкой посадки и обеспечит лётную квалификацию отдельных ключевых служебных систем и устройств. Они будут использоваться в последующих лунных и межпланетных миссиях.

Основными научными задачами экспедиции будут:

- изучение внутреннего строения и разведка природных ресурсов в околополярной области Луны;
- исследование воздействий на поверхность естественного спутника Земли космических лучей и электромагнитных излучений.

Старт планируется в 2019 году с космодрома Байконур. Ракета-носитель типа «Союз» с разгонным блоком «Фрегат».

В настоящее время идут наземные испытания служебных и научных систем, а также аппарата в целом.

На рисунке 4 представлена модель КА «ЛУНА-25», на которой проводятся конструкторские испытания.

В таблице 3 представлена программа запуска лунных миссий с последовательной отработкой ключевых технологий.

На 2020 год намечен полёт КА «ЛУНА-26» («ЛУНА-РЕСУРС-1» – орбитальный). Он предназначен для проведения комплекса дистанционных научных исследований Луны с орбиты её естественного спутника. Комплекс научной аппаратуры, создаваемый Институтом космических исследований совместно с другими институтами РАН и зарубежными университетами, массой ~160 кг позволит



рисунок 4. Модель КА «ЛУНА-25», на которой проводятся конструкторские испытания

таблица 3 – Программа запуска лунных миссий до 2025 года

год запуска	2019	2020	2021	2024
проект	«ЛУНА-25»	«ЛУНА-26»	«ЛУНА-27»	«ЛУНА-28»
тип миссии	посадочная	орбитальная	посадочная	посадочно-возвращаемая
конфигурация аппарата				
ракета-носитель	«Союз-2.1б»	«Союз-2.1б»	«Союз-2.1б»	«АнгараА3» + «Союз2.1б»
схема посадки	прямая	–	прямая / адаптивная	адаптивная
отрабатываемые технологии	базовые технологии мягкой посадки	высокоточная съёмка Луны, связь с посадочными средствами	высокоточная и безопасная посадка, модернизированная ДУ, связь с ОА, криогенный забор грунта	высокоточная и безопасная посадка, взлётная ракета, сбрасываемые баки, криогенный забор грунта
масса КА, кг	1750	2200	2150	>3000
полезная нагрузка	стационарная научная станция	комплекс научной аппаратуры	стационарная научная станция, глубинное ГЗУ	взлётная ракета, глубинное ГЗУ
масса ПН, кг	30	160	130	250 (включая ВР)

провести беспрецедентные по объёму и эффективности эксперимента.

Основными научными задачами миссии будут:

- картографирование минералогического состава;
- картирование распределения водяного льда на поверхности;
- исследование структуры подповерхностных слоёв;
- топография лунной поверхности;
- изучение экзосферы, плазменного окружения Луны и процессов взаимодействия плазмы с поверхностью.

В 2021 году также с космодрома Байконур стартует космический комплекс «ЛУНА-27» («ЛУНА-РЕСУРС-1» – посадочный).

Он доставит на поверхность по существу автоматизированную физико-химическую лабораторию для проведения широкого спектра контактных исследований в районе Южного полюса.

Основными научными задачами будут:

- исследование минералогического, химического, элементного и изотопного состава лунного реголита в образцах доставленных с различных глубин до 2 метров и поверхностного слоя;
- исследование физических свойств поверхностного лунного грунта;
- исследование ионной, нейтральной и пылевой составляющей экзосферы Луны и эффектов взаимодействия поверхности с межпланетной средой и солнечным ветром;
- изучение внутреннего строения Луны и её движения методами сейсмологии и небесной механики.

В данном проекте интересным является организация посадки. В случае неподготовленности или отмены сеанса посадки в выбранный район в заданное время логика работы аппарата предусматривает посадку в другой район.

В настоящее время разрабатывается техническое предложение по проекту «ЛУНА-ГРУНТ» с реализацией после 2024 года.

Создание инфраструктуры этого полигона, естественно, будет осуществляться автоматическими роботами (*Khartov V.V. et al.*, 2011; *Хартов В.В.*, 2015).

заключение

Основные принципы реализации программы исследования Луны автоматическими космическими аппаратами до 2025 года:

- последовательное наращивание сложности применяемых технических средств с максимально возможным использованием составных частей, имеющих лётную квалификацию;

- определение для каждой миссии оптимального соотношения сложности решаемой задачи и допустимых рисков;
- оптимальное сочетание с программами других космических агентств и максимально возможное придание российским научным программам статуса международных с соответствующим вовлечением средств других стран.

На примере представленных лунных автоматических космических аппаратов можно сделать вывод, что основной задачей национальной научной космической программы, включающей также астрофизические, планетные исследования и изучение солнечно-земных связей, является сохранение и расширение позиций России в качестве одного из основных участников развития знаний человечества о Вселенной.

список литературы

Ефанов В.В., Хартов В.В. Пятьдесят лет космической деятельности НПО имени С.А. Лавочкина // К.Э. Циолковский и этапы развития космонавтики: материалы 50-х научных чтений памяти К.Э. Циолковского / Отв. за выпуск Н.А. Абакулова, Г.А. Сергеева, Л.Н. Канукова. 2015. С. 27-31.

Зеленый Л.М., Зайцев Ю.И. Автоматы могут всё! // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2014. № 4. С. 16-22.

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 имени С.А. Лавочкина // Полёт. 2010. № 11. С. 3-8.

Хартов В.В. От исследования к освоению ресурсов Луны. Вчера и завтра (к 50-летию космической деятельности НПО имени С.А. Лавочкина) // Вестник НПО имени С.А. Лавочкина. 2015. № 3. С. 8-14.

Хартов В.В., Ефанов В.В., Мартынов М.Б., Пичхадзе К.М. НПО имени С.А. Лавочкина. Космические аппараты для исследования Луны // История развития отечественных автоматических космических аппаратов. М.: Издательский дом «Столичная энциклопедия», 2015. С. 155-180.

Хартов В.В., Романов В.М., Пичхадзе К.М. Вся жизнь Главного конструктора научных автоматических космических комплексов – Георгия Николаевича Бабакина // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2014. № 4. С. 3-9.

Khartov V.V., Dolgoplov V.P., Efanov V.V., Zaytseva O.N. et al. New Russian Lunar Unmanned Space Complexes // Solar System Research. 2011. Vol. 45, № 7. P. 690-696.

Статья поступила в редакцию 18.08.2016 г.

КОСМИЧЕСКИЙ АППАРАТ «ЛУНА-25» – ОСНОВА НОВЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ ЛУНЫ

«LUNA-25» SPACECRAFT – THE BASIS OF THE NEW LUNAR EXPLORATION

П.В. Казмерчук¹,
кандидат технических наук,
pavel.kazmerchuk@laspace.ru;
P.V. Kazmerchuk

М.Б. Мартынов¹,
кандидат технических наук,
maxim.martynov@laspace.ru;
M.B. Martynov

И.В. Москатиньев¹,
niv@laspace.ru;
I.V. Moskatiniyev

В.К. Сысоев¹,
доктор технических наук,
sysoev@laspace.ru;
V.K. Sysoev

А.Д. Юдин¹,
yudin@laspace.ru;
A.D. Yudin

В статье представлено описание новой космической экспедиции «ЛУНА-25» на Южный полюс Луны. Рассмотрены схема полёта и посадки, состав космического аппарата и характеристики его систем.

Ключевые слова:
автоматический космический аппарат;
Луна;
система обеспечения теплового режима.

ВВЕДЕНИЕ

НПО имени С.А. Лавочкина является пионером по исследованию Луны и обладает большим опытом по созданию космических аппаратов, предназначенных для доставки научной аппаратуры на поверхность планет Солнечной системы (Долгополов В.П. и др., 2011; Ефанов В.В. и др., 2012; Polishchuk G.M. et al., 2011; Lomakin I.V. et al., 2011). Согласно Федеральной космической программе на 2016–2025 гг. космическая экспедиция «ЛУНА-25» («ЛУНА-ГЛОБ») станет первой миссией в рамках российской лунной программы, которая будет прологом к целой серии космических аппаратов (КА), обеспечивающих изучение Луны, с последовательным увеличением объёма задач исследования: «ЛУНА-25», «ЛУНА-26», «ЛУНА-27», «ЛУНА-28» (Федеральная космическая программа России..., 2016; Хартов В.В., 2015; Ефанов В.В., Долгополов В.П., 2016; Khartov V.V. et al., 2011).

Основной задачей КА «ЛУНА-25» будет отработка технологии полёта к Луне и проведение точной посадки в заданной области южного полярного региона Луны.

Вторая задача – исследование физико-химических свойств лунного полярного реголита. Выбор посадки КА в полярной области Луны определён многими ис-

The article describes a new «LUNA-25» space mission toward the south pole of the Moon. The flight and landing scheme, the spacecraft configuration and characteristics of its systems are considered.

Keywords:
automatic spacecraft;
the Moon;
thermal control system.

следованиями, включая и дистанционные наблюдения с орбитальных лунных космических аппаратов, как район с возможным существованием льда и летучих соединений, поэтому исследования грунта контактными методами представляют значительный интерес.

КА «ЛУНА-25» создаётся с использованием последних достижений в области космического приборостроения и с учётом опыта предыдущих лунных экспедиций НПО имени С.А. Лавочкина.

Определена дата запуска этого аппарата – в 2019 году. В НПО имени С.А. Лавочкина ведутся интенсивные работы по созданию узлов, блоков, систем, экспериментальных макетов и проводятся их испытания.

1. Структура экспедиции КА «ЛУНА-25»

Экспедиция КА «ЛУНА-25» состоит из следующих основных этапов:

- старт ракеты «Союз-2» с космодрома Байконур и выведение головного блока, состоящего из разгонного блока (РБ) «Фрегат» и КА «ЛУНА-25», на незамкнутую орбиту искусственного спутника Земли (ИСЗ);

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

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

- перевод КА на траекторию перелёта к Луне при помощи двух включений РБ «Фрегат» с фазой пассивного полёта по опорной орбите, отделение КА от РБ;
- перелёт Земля – Луна с проведением траекторных измерений и двух коррекций;
- торможение у Луны и выход КА на круговую околополярную орбиту искусственного спутника Луны (ИСЛ) высотой 100 км;
- проведение на орбите ИСЛ серии траекторных измерений и определение её фактических параметров;
- проведение одной-двух коррекций орбиты и манёвра по формированию перицентра высотой 18 км, располагающегося над широтой района предстоящей посадки. В результате этих операций формируется посадочная орбита;
- проведение на посадочной орбите ИСЛ с низким перицентром серии траекторных измерений на восьми витках (4–6 интервалов измерений), уточнение параметров орбиты ИСЛ, расчёт и ввод полётного задания на программу торможения и осуществление мягкой посадки КА на поверхность Луны.

Время полёта от старта до выхода на орбиту ИСЛ по энергетически оптимальным траекториям перелёта составляет 5 суток, время нахождения на орбите ИСЛ по технологическим причинам – от 4 до 7 суток.

Схема полёта КА «ЛУНА-25» представлена на рисунке 1.

Посадка будет производиться в один из трёх районов Южного полюса со следующими селенографическими координатами (см. таблицу 1).

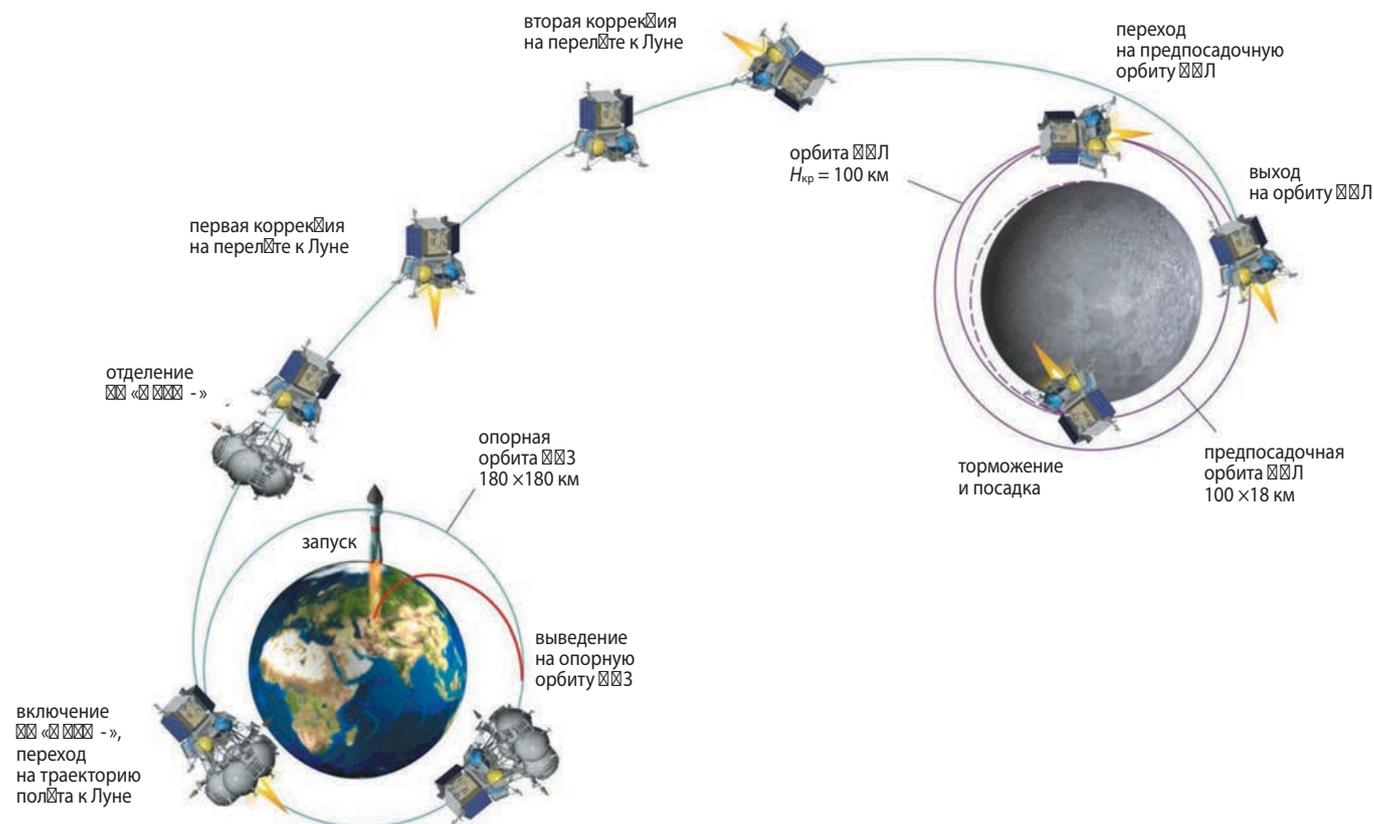
таблица 1 – Координаты посадки в районе Южного полюса Луны

район	широта	долгота
Юг 1	76,80° ю.ш.	26,50° в.д.
Юг 2	73,30° ю.ш.	43,90° в.д.
Юг 3	72,90° ю.ш.	41,30° в.д.

Выбор конкретного района осуществляется на этапе разработки схемы полёта, и в соответствии с этим планируются стратегия и программа работы на орбитах ИСЛ.

Схема полёта КА «ЛУНА-25» в сеансе «Посадка» предполагает (см. рисунок 2):

- формирование предпосадочной орбиты с апоцентром высотой порядка от 90 до 110 км, высотой перицентра относительно координат расчётной точки посадки в диапазоне от 12 до 18 км;
- точка перицентра на последнем витке предпосадочной орбиты должна располагаться над точкой поверхности, отличающейся по истинной аномалии не более чем на $\pm 7^\circ$ относительно расчётной точки посадки.



рисунк 1. Схема полёта КА «ЛУНА-25»

Программа ориентации КА в сеансе «Посадка» предполагает наличие следующих участков:

- подготовительного участка, с использованием звёздных приборов ориентации, бесплатформенных инерциальных блоков;
- участка управления КА с проведением калибровки нулевых сигналов углоизмерительных и акселерометрических каналов измерений;
- участка переориентации КА с калибровкой масштабных коэффициентов углоизмерительных каналов;
- участка успокоения КА;
- участка переориентации КА в положение, соответствующее включению корректирующего тормозного двигателя (КТД);
- участка включения доплеровского измерителя скорости и дальности, проверки его работоспособности и других бортовых систем;
- последовательного выполнения участков основного торможения, свободного падения, повторного торможения и участка спуска с постоянной скоростью.

В момент касания одного из датчиков посадочных опор с поверхностью выдаётся команда на выключение всей двигательной установки и КА опускается на поверхность Луны с вертикальной скоростью от 1,5 до 3 м/с, остаточной горизонтальной скоростью не более 1 м/с и углом отклонения продольной оси от гравитационной вертикали не более 7° .

После посадки и наведения направленной антенны на Землю начинается этап функционирования КА на поверхности Луны в течение одного года.

В процессе функционирования на поверхности Луны выполняются следующие задачи:

- обеспечение функционирования служебных систем при проведении сеансов работы с научной аппаратурой и пребывании в дежурном режиме;
- обеспечение функционирования научной аппаратуры;
- обеспечение двухсторонней связи с Землёй через радиоканал X-диапазона для контроля основных операций, выполняемых на поверхности Луны;
- обеспечение панорамной съёмки поверхности Луны, в том числе с помощью манипулятора в заданном направлении;
- выполнение манипулятором операций забора грунта и загрузки грунта для анализа в приёмник научного прибора;
- операции наведения направленной антенны (НА), панорамная съёмка, забор грунта осуществляются в первый лунный день (14,5 земных суток).

Функционирование КА на поверхности Луны организуется по циклической программе, привязанной к лунному дню и лунной ночи.

На протяжении лунной ночи аппаратура КА полностью выключена с обеспечением требуемого тепло-

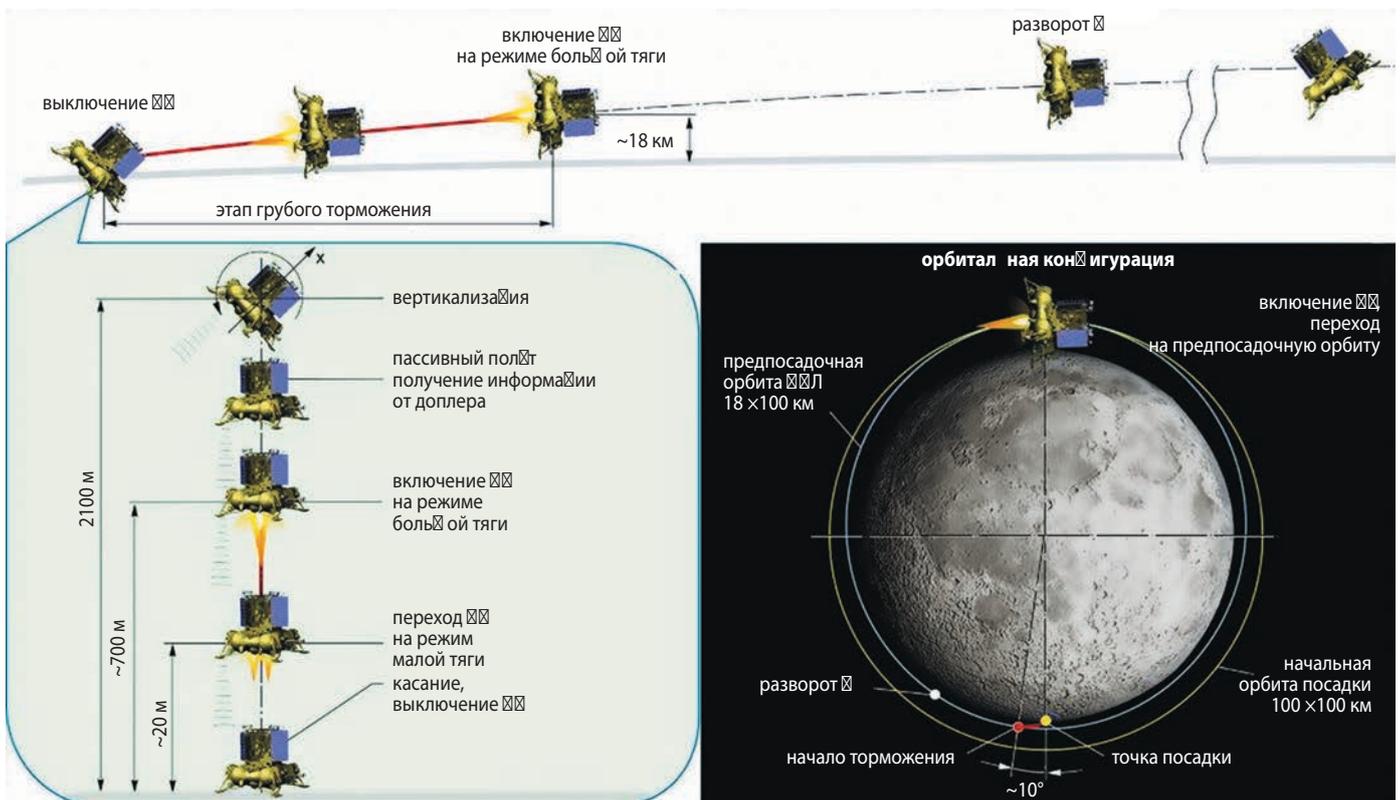


рисунок 2. Схема посадки КА «ЛУНА-25»

вого режима от радиоизотопного термоэлектрического генератора (РИТЭГ). На время лунной ночи остаются включёнными часы реального времени, получающие питание от РИТЭГ. Выключение питания борта на заходе Солнца и включение на восходе происходит автоматически по логике взаимодействия настроенных по командно-программной информации (КПИ) часов реального времени и автоматики системы электроснабжения (СЭС).

Основные операции по работе комплекса научной аппаратуры (КНА) выполняются во время лунного дня. Длительность, энергетические возможности функционирования КА и возможность работы КНА после и перед заходом Солнца будут определяться с учётом реальной ориентации солнечных панелей КА на поверхности Луны, состояния аккумуляторной батареи (АБ) через три–пять лунных ночей, а также теплового режима.

В течение лунного дня (14,5 суток) с соблюдением суточного энергобаланса КА должен выполнить следующую программу:

- проведение сеансов научных исследований с записью научной информации в блок управления КНА;
- сеансы связи с воспроизведением информации научной аппаратуры и ввода КПИ (наведение направленной антенны осуществляется в первом сеансе с последующим исключением этой операции до конца функционирования на поверхности);
- нахождение в дежурном режиме с восполнением заряда аккумуляторной батареи.

В течение лунной ночи (14,5 суток) КА находится в режиме выживания с полностью выключенной аппаратурой.

2. Космический аппарат «ЛУНА-25»

КА «ЛУНА-25» является частью космического комплекса «ЛУНА-25», в состав которого также входят:

- ракетно-космический комплекс;
- наземный комплекс управления;
- наземный научный комплекс.

Общий вид космической головной части этого комплекса представлен на рисунке 3.

Основными характеристиками КА «ЛУНА-25» являются следующие:

- масса КА 1540 кг;
- масса научной аппаратуры (научные приборы, лунный манипуляторный комплекс (ЛМК) и служебную телевизионную систему) 30 кг;
- скорость передачи КПИ на КА в радиолинии не менее 128 бит/с;
- скорость передачи с КА служебной и научной информации не менее 64 Кбит/с;

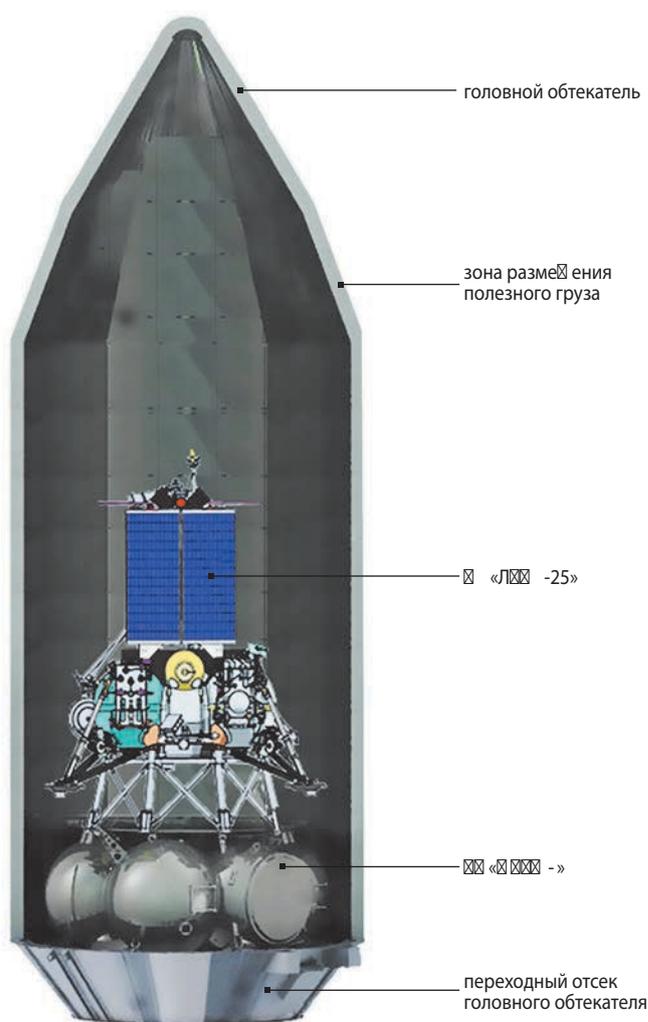


рисунок 3. Общий вид космической головной части

- максимальная дальность радиосвязи, обеспечиваемая наземными и бортовыми средствами, 410 тыс. км;
- срок активного существования 1 год.

Общий вид КА и основные системы представлены на рисунках 4, 5.

В таблице 2 представлен состав космической аппаратуры «ЛУНА-25».

Из всего комплекса систем КА «ЛУНА-25» рассмотрим основные системы КА «ЛУНА-25», обеспечивающие работу посадочной системы.

Особенности района посадки КА «ЛУНА-25»: – малоизученный рельеф местности и большой градиент температур – требуют создания специальных оптикоэлектронных систем, обеспечивающих точность и безопасность посадки, а также использования системы терморегулирования, включающей в свой состав изотопные устройства.

Платформа является силовой несущей конструкцией, предназначенной для установки на ней тепловой сотовой панели (ТСП) с научной и служебной аппаратурой, панелей батарей солнечных (БС), радиаторов, а также стыковочных опор.

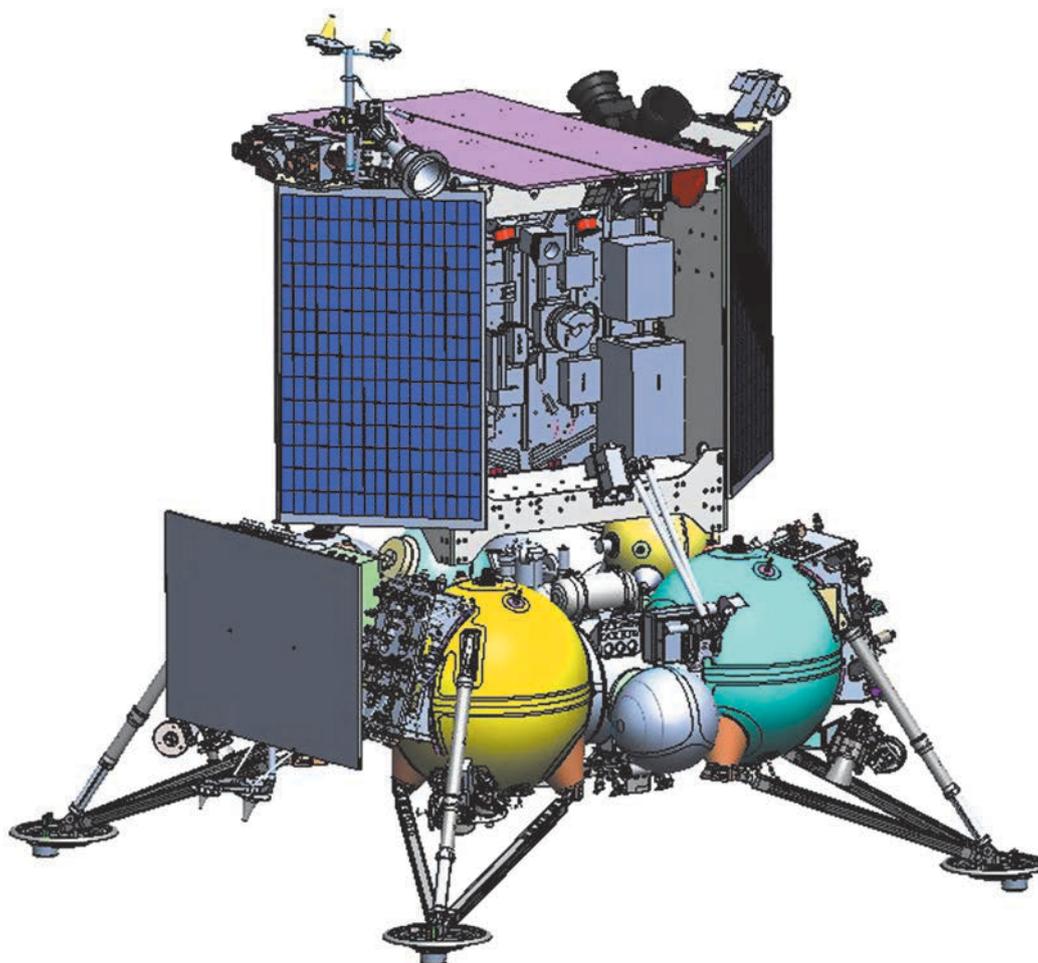


рисунок 4. Общий вид КА «ЛУНА-25»

таблица 2 – Состав и массовая сводка КА «ЛУНА-25»

	наименование	масса, кг
1	двигательная установка (ДУ)	256,5
2	бортовой комплекс управления (БКУ)	27,0
3	блок управления (БУ)	10,7
4	блок управления и подрыва пиротехники (БАППТ)	6,0
5	радиокомплекс (РК-ЛР)	10,0
6	блок формирования кодов	0,5
7	телеметрическая система	4,0
8	антенно-фидерная система	11,0
9	система электроснабжения	45,5
10	радиоизотопный термоэлектрический генератор	6,7
11	конструкция и механизмы	55,5
12	система контроля и электризации	1,0
13	комплекс научной аппаратуры (научная аппаратура)	30,0
14	панель уголковых отражателей	1,0
15	система световых маяков	1,0
16	система обеспечения теплового режима (СОТР)	33,0
17	бортовая кабельная сеть	30,0
18	адаптер с системой отделения	34,0
19	резерв	27,1
	КА «ЛУНА-25» незаправленный	590,0
	максимальная заправка	950,0
	КА «ЛУНА-25» заправленный	1540,0

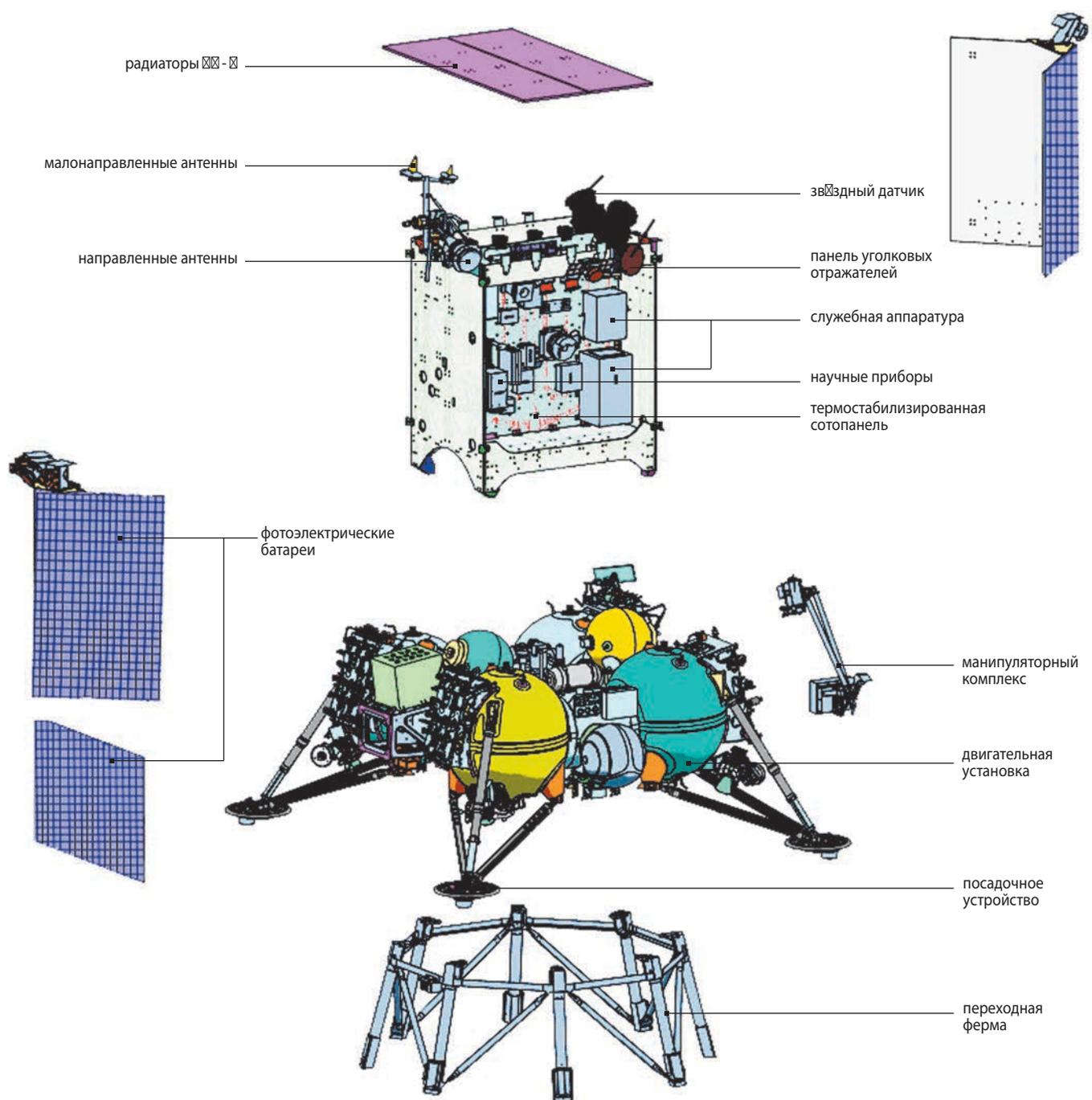


рисунок 5. Основные системы КА «ЛУНА-25»

Платформа устанавливается на блок баков стыковочными опорами, крепится к нему болтовым соединением. Она представляет собой панельную конструкцию – полую коробку из двух боковых стенок, основания, двух верхних и двух нижних стяжек, а также полки в верхней части, предназначенной для усиления жёсткости ТСП – собранную с помощью болтовых соединений из сотопанелей, состоящих из углепластиковых обшивок материала КМУ-4Л толщиной 0,4 мм и алюминиевых сот высотой 11,2 мм.

Посадочное устройство (ПУ) КА «ЛУНА-25» (см. рисунок 6) предназначено для обеспечения поглощения кинетической энергии, посадки КА на

поверхность Луны с заданными нагрузками и для уменьшения клиренса до заданного значения.

ПУ состоит из четырёх стоек, которые установлены на баках ДУ КА. Каждая стойка состоит из амортизатора, V-образного подкоса, опоры. Верхние концы подкоса и амортизатора шарнирно крепятся к кронштейнам на баках ДУ КА, нижний конец амортизатора шарнирно закреплён к V-образному подкосу.

Принцип работы ПУ основан на поглощении кинетической энергии деформируемой лентой амортизатора. В процессе продвижения штока глубже в корпус лента растягивается, за счёт чего и поглощается кинетическая энергия посадки.

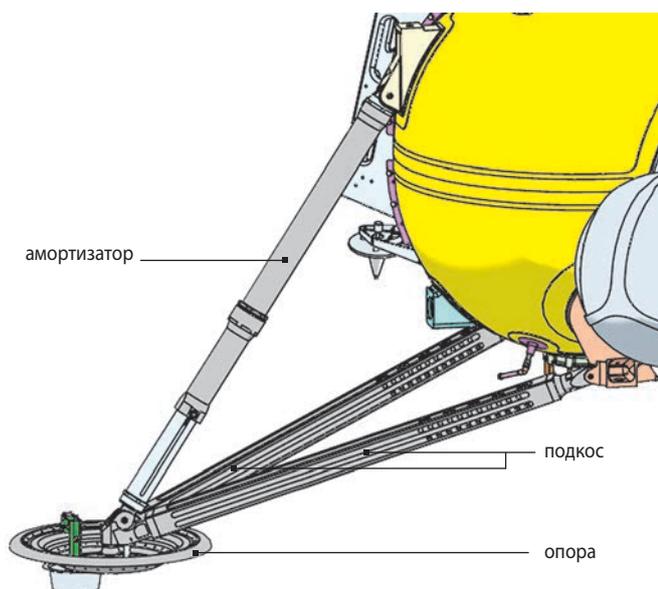


рисунок 6. Посадочное устройство КА «ЛУНА-25»

Для уменьшения клиренса до заданного значения производится срабатывание пирочек, которые фиксируют ленту в штоке. После этого происходит перемещение штока, ленты и втулки, удерживающей ленту, в результате чего клиренс устанавливается до заданного значения.

Характеристики амортизатора:

- максимальная длина амортизатора 914 мм;
- ход штока амортизатора 161 мм;
- клиренс 260 мм;
- максимальная сила, действующая на амортизатор, 750 кг.

Система обеспечения теплового режима должна обеспечивать температурный режим ТСП на следующих этапах функционирования КА «ЛУНА-25»:

- при наземных тепловых и электрических испытаниях собранного комплекса, при отработке служебных систем и научных приборов;
- на стартовой позиции, непосредственно после установки РИТЭГ;
- на этапе выведения;
- на орбите ИСЗ;
- на этапе перелёта Земля – Луна;
- на орбите ИСЛ;
- во время проведения посадки на поверхность Луны;
- во время пребывания на Луне и функционирования на поверхности Луны в течение одного года.

Состав и параметры СОТР определяются в первую очередь условиями функционирования КА «ЛУНА-25» на поверхности Луны в течение года. В условиях лунного дня КА подвергается длительному совместному тепловому воздействию прямого и отражённого от поверхности Луны солнечного излучения и инфракрасного излучения от поверхно-

сти Луны. В условиях лунной ночи КА находится под воздействием минимальных внешних тепловых потоков от поверхности Луны. Максимальный угол Солнца над горизонтом при лунном дне в выбранных основных точках посадки Юг 2 и Юг 3 составляет величину не более $16,3^\circ$. Из резервных точек посадки предпочтительной является Юг 1 с максимальной высотой Солнца над горизонтом 13° . Угол между осью «Х» КА и направлением силы тяжести в точке посадки на поверхности Луны согласно штатным требованиям компоновочного решения должен быть не более 10° .

Построение СОТР основано на сочетании элементов, которые обеспечивают её работоспособность как в условиях невесомости, так и в условиях лунной и земной гравитации. Тепловой режим ТСП КА «ЛУНА-25» обеспечивается за счёт непрерывного обогрева ТСП с помощью установленного на неё РИТЭГ и одновременного регулируемого отвода тепла от ТСП к двум радиационным теплообменникам с помощью двух регулируемых контурных тепловых труб с теплоносителем пропилен. Для эффективного отвода тепла от контактных оснований приборов и аппаратуры в сотованель встроены аксиальные тепловые трубы из профилированного алюминия с теплоносителем аммиак.

СОТР ТСП включает в себя следующие основные элементы:

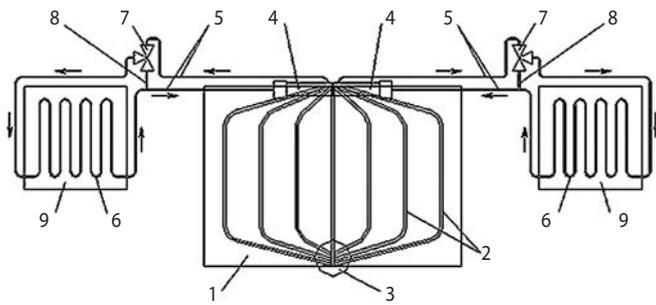
- вертикальную тепловую сотованель с аксиальными тепловыми трубами, предназначенную для двусторонней установки блоков аппаратуры научно-служебного комплекса;
- радиоизотопный теплоэлектрогенератор, предусмотренный для выработки электричества и для обогрева ТСП;
- два радиатора на базе теплопроводов КнТТ размером $0,7 \text{ м}^2$ каждый, обеспечивающих регулируемый отвод избыточной тепловой энергии от ТСП в окружающую среду.

Принципиальная схема СОТР ТСП с применением тепловых труб показана на рисунке 7.

Служебная и научная аппаратура КА располагается на ТСП и на панели научной аппаратуры. Для выносных устройств, находящихся на поверхности Луны, работа СОТР не предусмотрена.

Двигательная установка предназначена для создания импульсов тяги при проведении активных манёвров КА (коррекций, торможений) в соответствии с программой полёта и для создания реактивных управляющих моментов вокруг трёх осей космического аппарата при разворотах, ориентации и стабилизации КА на пассивных участках полёта и при стабилизации КА на активных участках полёта.

Двигательная установка КА «ЛУНА-25» функционально объединяет в себе две взаимосвязанные си-



- 1 – ТСП;
- 2 – встроены в ТСП аксиальные тепловые трубы;
- 3 – зона установки РИТЭГ;
- 4 – испаритель КнТТ с компенсационной полостью и термоэлектрический модуль холодильный (2 шт.);
- 5 – транспортные каналы КнТТ (паровые и жидкостные);
- 6 – конденсатор КнТТ, интегрированный в радиатор;
- 7 – клапан, регулятор давления (пассивный регулятор температуры) (2 шт.);
- 8 – байпасная линия (2 шт.);
- 9 – радиатор (2 шт.).

рисунок 7. Схема СОТР ТСП КА «ЛУНА-25» с применением тепловых труб

стемы – корректирующую тормозную двигательную установку и систему ориентации и стабилизации.

Все двигатели, применяемые в ДУ «ЛУНА-25», – жидкостные реактивные двигатели.

В качестве двигателя, обеспечивающего коррекцию с характеристической скоростью более 15 м/с и торможение, используется корректирующий тормозной двигатель с регулируемой тягой 400÷480 кгс и турбонасосной системой подачи топлива; для мягкой посадки используются два двигателя мягкой посадки тягой 60 кгс каждый с вытеснительной системой подачи.

Для стабилизации и ориентации используются двигатели ДМТ1-8 тягой 0,6 кгс и ДМТ9-12 тягой 5 кгс с вытеснительной системой подачи топлива, которые применяются также для проведения коррекций с характеристической скоростью менее 15 м/с.

Бортовой комплекс управления предназначен для решения следующих основных задач:

- управление движением центра масс КА и движением вокруг центра масс;
- наведение направленной антенны на наземный измерительный пункт;
- управление бортовыми системами и устройствами;
- управление двигательной установкой;
- контроль работоспособности аппаратуры БКУ и бортовых систем КА, переключение резервных устройств и приборов в программируемых случаях.

Данные задачи будет выполнять следующий приборный состав БКУ:

- бортовой интегрированный вычислительный комплекс БИВК-Р;
- адаптер связи, который обеспечивает управление приводами и наведение НА, приводом регулятора тяги двигательной установки, часами реального времени;
- блок определения координат звёзд – два прибора;
- бесплатформенный инерциальный блок – два прибора;
- солнечный датчик 347К – два прибора;
- доплеровский измеритель скорости и дальности.

На КА управление бортовыми системами осуществляется по релейным связям и цифровым интерфейсам с контролем выполнения по телеметрической информации (ТМИ) из телеметрической системы и по контрольным массивам цифровой информации в БИВК-Р от абонентов межкомпьютерного обмена (МКО).

БИВК-Р выступает в качестве центральной вычислительной машины, контроллера на шине МКО-БИВК и отвечает за:

- формирование и выполнение циклограмм управления режимами работы БС;
- выполнение счётно-логических действий, предусмотренных алгоритмами;
- принятие решений по управлению КА;
- диагностику и контроль состояния КА;
- управление бортовыми системами в нештатных ситуациях.

Программное обеспечение БИВК-Р обеспечивает расчётные операции и работу алгоритмов управления с последующей выдачей управляющих воздействий:

- в виде импульсных команд из матрицы команд БИВК-Р;
- в виде формализованных заданий через МКО в центральный приборный модуль (ЦПМ) БУ и антенная система 18Р.

Задания через МКО в ЦПМ БУ реализуются через БАППТ и БУ в БС релейными командами.

Система электроснабжения КА «ЛУНА-25» предназначена для непрерывного обеспечения электроэнергией требуемого номинала и необходимого качества бортовой аппаратуры (БА) с момента включения СЭС по контактам отделения КА от разгонного блока и далее в течение всего срока натурной эксплуатации, а также при наземной подготовке КА.

В состав СЭС КА «ЛУНА-ГЛОБ» входят следующие агрегаты:

- батарея фотоэлектрическая;
- литий-ионная аккумуляторная батарея;
- блок автоматики и коммутации;
- радиоизотопный термоэлектрический генератор.

Система электроснабжения обеспечивает БА электроэнергией на всех этапах перелёта КА к Луне и при работе на поверхности Луны в соответствии

с режимами и циклограммами электропотребления бортовых систем.

Основные технические характеристики СЭС приведены в таблице 3.

таблица 3 – Основные технические характеристики СЭС

наименование параметра	значение параметра
мощность, обеспечиваемая БА по шине стабилизированного питания	650 Вт
напряжение на шине стабилизированного питания	$(27,5 \pm 0,3)$ В
номинальная ёмкость АБ	70 А×ч
удельная энергия АБ	85 Вт×ч/кг
ток разряда АБ	25 А
ток заряда АБ	10 А

Подача питания на все бортовые системы КА осуществляется с момента отделения КА от разгонного блока по срабатыванию контактов отделения.

Аккумуляторная батарея 8ЛИ-70 КА «ЛУНА-25» состоит из восьми литий-ионных аккумуляторов типа ЛИГП-70, соединённых последовательно.

Батарея фотоэлектрическая (БФ) КА «ЛУНА-25» на основе AsGa состоит из пяти одинаковых створок с внешними размерами 740×1220 мм, размещаемых на КА следующим образом (см. рисунок 8): четыре створки образуют грани прямоугольного параллелепипеда, большей стороной (1220 мм) грани параллелепипеда направлены по оси «+X» КА; пятая створка устанавливается со стороны оси «+Z» над блоками баков и запорными горловинами ДУ.

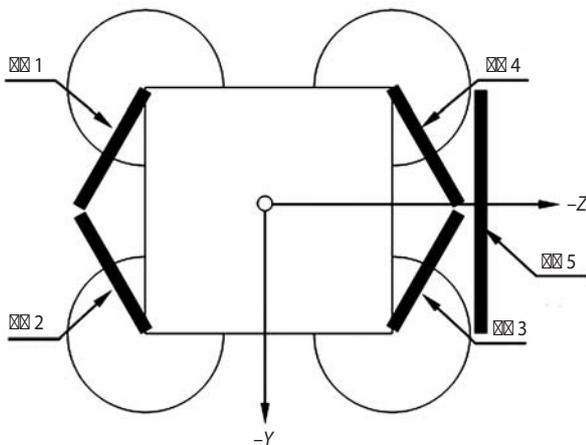


рисунок 8. Схема размещения створок БФ

Данная компоновка БФ на КА обеспечивает в режиме постоянной солнечной ориентации генерируемую электрическую мощность 529 Вт, что позволяет восполнить ёмкость АБ к сеансу посадки в соответ-

ствии с заданной циклограммой электропотреблений и условиями баллистического функционирования КА на орбите.

Суммарная площадь БФ составляет 4,515 м².

Радионуклидный термоэлектрический генератор предназначен для обеспечения бортовых систем и научной аппаратуры КА «ЛУНА-25» тепловой энергией. Генерируемая РИТЭГ электрическая мощность используется для питания только часов реального времени. РИТЭГ выполнен в виде моноблока (см. рисунок 9) и представляет собой неразборное и неремонтируемое изделие.

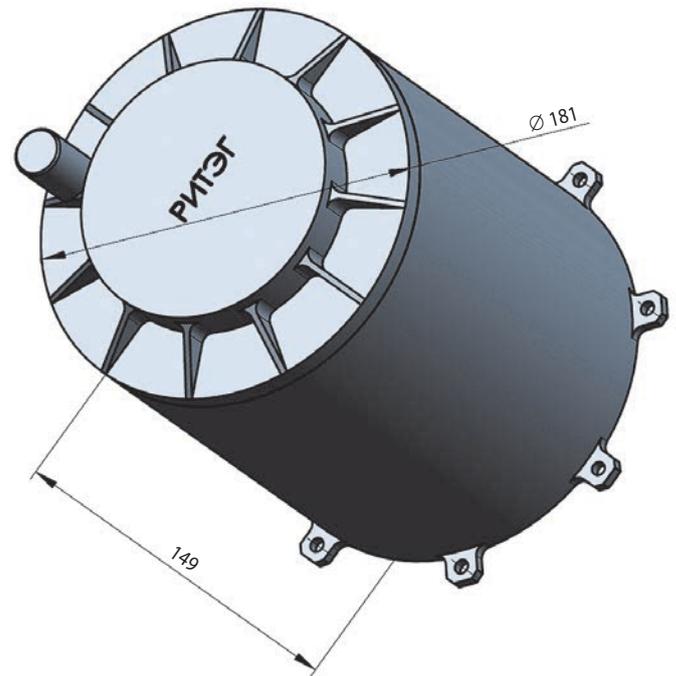


рисунок 9. Принципиальная конструкция РИТЭГ

Основные технические характеристики РИТЭГ:

- электрическая мощность не менее 6,5 Вт;
- тепловая мощность 125–145 Вт;
- напряжение не менее 3 В.

Радионуклидный термоэлектрический генератор устанавливается на ТСП КА.

Радиокomплекс КА «ЛУНА-25» предназначен для выполнения следующих функций:

- приём от наземной станции командно-программной информации, декодирования, дешифрации и исполнения или передачи принятой КПИ в бортовой комплекс управления КА;
- проведение траекторных измерений совместно с наземной станцией (НС);
- сбор собственной диагностической информации РК-ЛР, выдача её в общем потоке ТМИ на НС для оперативного анализа состояния аппаратуры РК-ЛР;
- приём цифровой телеметрической информации от телеметрической системы и комплекса науч-

ной аппаратуры, формирования общего потока ТМИ (в том числе и собственной диагностической информации РК-ЛР), формирование кадров передачи, преобразование и передача их на НС.

РК-ЛР совместно с антенно-фидерной системой выполняет свои функции и обеспечивать заявленные технические характеристики при любой ориентации КА.

Основные технические характеристики РК-ЛР приведены в таблице 4.

При работе радиоконкомплекса через бортовую направленную антенну с коэффициентом усиления в рабочих углах связи $\pm 7^\circ$ 16 дБ и мощности бортового передатчика 5 Вт на дальности 420000 км при всех погодных условиях и с учётом влияния шумов Луны приём ТМИ на наземную станцию на базе КТНА57 обеспечивается с запасом не менее 3 дБ со скоростью 64 Кбит/с при использовании турбокодирования.

В состав АФС входят:

- две антенны приёмные малонаправленные;
- две антенны передающие малонаправленные;
- антенна передающая направленная;
- три переключателя волноводных.

таблица 4 – Основные технические характеристики РК-ЛР

параметры	значение параметра
диапазон рабочих частот:	
- приёмника	7145–7235 МГц
- передатчика	8400–8500 МГц
дальность радиосвязи	от 200 до 420000 км
скорость передачи ТМИ при вероятности ошибки на бит 10^{-5}	128 бит/с–512 Кбит/с
точность траекторных измерений совместно с НС:	
- по дальности	не хуже 10 м
- по скорости	не хуже 0,5 мм/с
мощность передатчика	не менее 5 Вт

☒-☒-Л
(стереокамера, панорамные - ☒-камеры – 2 ☒ т.)

основная научная палуба
☒☒☒-Л, Л☒☒--☒-☒☒☒, Л☒☒ ☒-☒☒☒ ☒,
Л ☒☒ -Л☒☒☒☒☒, -☒☒☒ ☒-Л

манипулятор
Л☒☒--☒-☒☒☒ (оптический блок)

нижний ☒ пангоут КА
☒-☒-Л (посадочные
-☒-камеры – 2 ☒ т.)

боковая научная палуба
☒☒☒-Л☒☒ мЛ

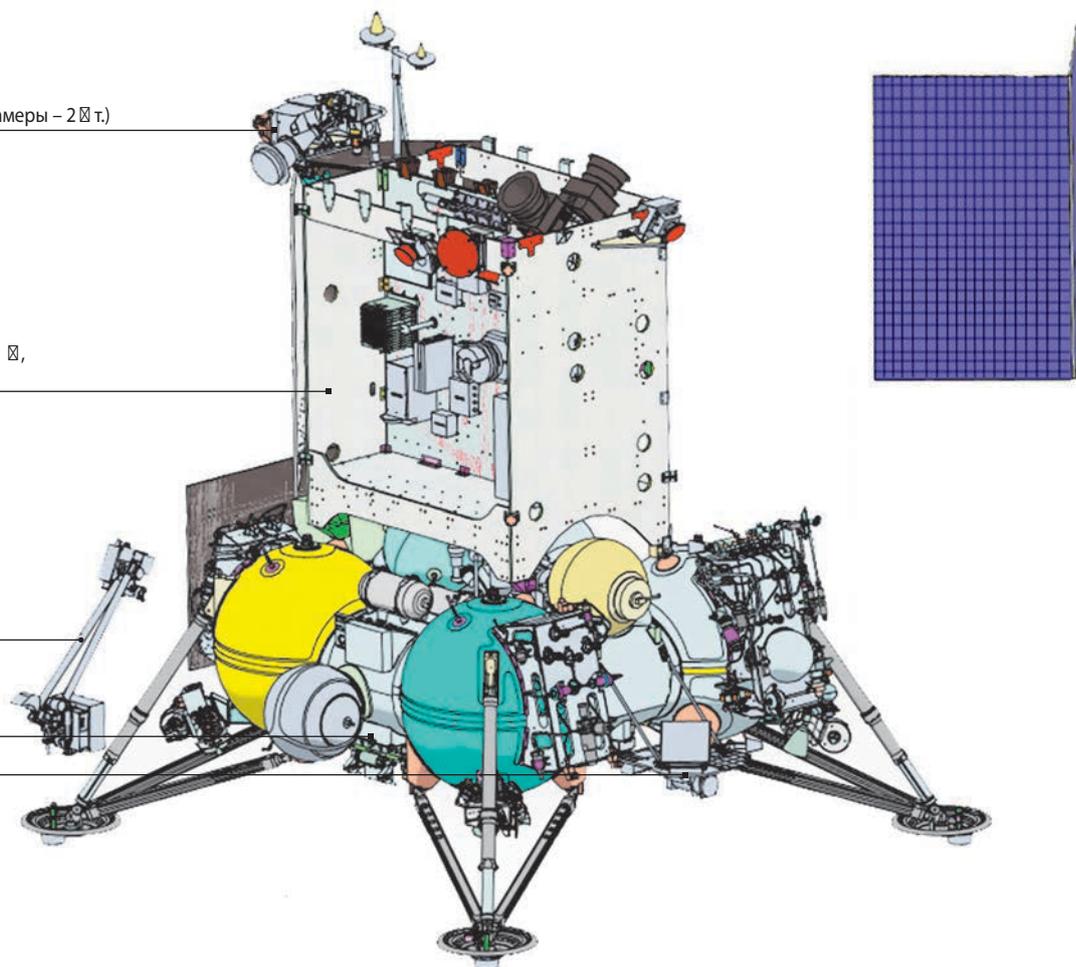


рисунок 10. Размещение приборов научной аппаратуры на борту космического аппарата «ЛУНА-25»

Для решения научных задач ИКИ РАН с кооперацией устанавливает на борту аппарата «ЛУНА-25» научную аппаратуру, в состав которой входят приборы и системы:

- прибор АДРОН-ЛР для дистанционных исследований состава реголита методами нейтронной и гамма спектроскопии;
- прибор АРИЕС-Л для изучения лунного реголита по измерению вторичных ионов и нейтралов, выбитых из реголита потоком солнечного ветра, а также для изучения состава и динамики плазменной и нейтральной составляющих экзосферы;
- прибор ЛАЗМА-ЛР для прямых контактных исследований состава образцов лунного реголита, доставляемых грунтозаборным устройством ЛМК;
- прибор ЛИС-ТВ-РПМ для проведения дистанционных исследований минералогического состава лунного реголита в видимом и инфракрасном диапазоне, оптический блок которого устанавливается на ЛМК;
- прибор ЛИНА-ЭКСАН для изучения состава и динамики нейтралов низких энергий экзосферы Луны;
- прибор ПмЛ для изучения состава и динамики лунной пыли и электрических полей в окрестности КА;
- прибор ТЕРМО-Л для прямого измерения теплотехнических свойств лунного реголита;
- лунный манипуляторный комплекс для доставки в прибор ЛАЗМА-ЛР образцов реголита из разных мест вблизи КА и с разной глубины, для наведения оптического блока прибора ЛИС-ТВ-РПМ на объекты вблизи КА и для изучения механических свойств реголита;
- прибор БУНИ для обеспечения работы научной аппаратуры в части коммутации электропитания, получения и хранения научных и телеметрических данных, передачи командно-программной информации и командно-информационного обмена со служебными системами КА.
- телевизионная система СТС-Л для проведения ТВ-съёмки поверхности во время посадки, панорамной съёмки поверхности, обстановки и объектов вокруг КА, изучения пылевой экзосферы, стереосъёмки и построения 3D-модели участка поверхности для обеспечения работы ЛМК.

Размещение приборов научной аппаратуры на КА «ЛУНА-25» представлено на рисунке 10.

Как видно из этого рисунка, научные приборы позволяют охватить все области исследования Луны – от грунта до приповерхностной атмосферы.

На КА «ЛУНА-25» установлен лазерный уголко-вый отражатель, что позволяет провести высокоточные измерения координат посадочной станции.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Реализация космической экспедиции «ЛУНА-ГЛОБ» (КА «ЛУНА-25») является важным шагом в освоении космического пространства, который позволит на качественно новом уровне взглянуть на перспективы освоения планет Солнечной системы, понять механизмы зарождения планет, появления воды и, следовательно, жизни на Земле. Проект «ЛУНА-ГЛОБ» важен, в том числе и для престижа России. Не секрет, что давно и успешно реализованы лунные проекты в США, Китае, Индии, странах Евросоюза. Более того, в настоящее время прорабатываются миссии к Луне на уровне частных компаний, с привлечением волонтеров из разных стран, включая студентов ВУЗов и аспирантов.

Успешная реализация российского проекта «ЛУНА-ГЛОБ» позволит:

- начать исследования Луны с новым качеством;
- провести лётные испытания созданного в НПО имени С.А. Лавочкина нового КА, на базе которого будут создаваться последующие лунные экспедиции;
- впервые в мире начать исследования грунта Луны в области Южного полюса.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

Долгополов В.П., Ефанов В.В., Зайцева О.Н., Зеленый Л.М. и др. Перспективные космические аппараты для фундаментальных и прикладных исследований Луны // Космонавтика и ракетостроение. 2011. Т. 3, № 64. С. 52-63.

Ефанов В.В., Долгополов В.П. Луна. От исследования к освоению (к 50-летию космических аппаратов «ЛУНА-9» и «ЛУНА-10») // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 4. С. 3-8.

Ефанов В.В., Мартынов М.Б., Пичхадзе К.М. Космические роботы для научных исследований // Наука в России. 2012. № 1. С. 4-14.

Федеральная космическая программа России на 2016–2025. Утв. постановлением Правительства РФ от 23 марта 2016 г. № 230. URL: <http://www.roscosmos.ru/22347/> (дата обращения: 29.09.2016).

Хартон В.В. От исследования к освоению ресурсов Луны. Вчера и завтра (к 50-летию космической деятельности НПО имени С.А. Лавочкина) // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2015. № 3. С. 8-13.

Khartov V.V., Dolgoplov V.P., Efanov V.V., Zaytseva O.N. et al. New Russian lunar unmanned space complexes // Solar System Research. 2011. Vol. 45, № 7. P. 690-696.

Lomakin I.V., Martynov M.B., Pol' V.G., Simonov A.V. Asteroid hazard, real problems and practical actions // Solar System Research. 2011. Vol. 45, № 7. P. 577-583.

Polishchuk G.M., Pichkhadze K.M., Efanov V.V., Martynov M.B. Space modules of Phobos-Grunt complex for prospective interplanetary stations // Solar System Research. 2011. Vol. 45, № 7. P. 589-592.

Статья поступила в редакцию 30.09.2016 г.

ЛУННАЯ ПЫЛЬ: СВОЙСТВА И МЕТОДЫ ИССЛЕДОВАНИЙ

И.А. Кузнецов¹,
kia@iki.rssi.ru;
I.A. Kuznetsov

А.В. Захаров¹,
доктор физико-
математических наук,
zakharov@iki.rssi.ru;
A.V. Zakharov

В.В. Афонин¹,
кандидат физико-
математических наук,
vvaafonin@iki.rssi.ru;
V.V. Afonin

С.И. Попель¹,
профессор,
доктор физико-
математических наук,
serg.i.popel@gmail.com;
S.I. Popel

LUNAR DUST: PROPERTIES AND INVESTIGATION TECHNIQUES

Г.Г. Дольников¹,
ggd@iki.rssi.ru;
G.G. Dolnikov

А.Н. Ляш¹,
alyash@iki.rssi.ru;
A.N. Lyash

И.А. Шашкова¹,
кандидат технических
наук,
arina2724@yandex.ru;
I.A. Shashkova

Н.Д. Борисов²,
главный научный
сотрудник, доктор физико-
математических наук,
borisov@td.lpi.ru;
N.D. Borisov

В статье представлен обзор физических условий в приповерхностном слое Луны. Эта среда формируется в результате постоянной бомбардировки реголита Луны потоками микрометеоритов, воздействием на реголит солнечным излучением, солнечным ветром, высокоэнергичными заряженными частицами солнечного и галактического происхождения. Значительную часть лунных суток (более 20%), Луна пересекает магнитосферу Земли, при этом она оказывается в условиях, которые в значительной степени отличаются от межпланетного пространства. Внешние воздействия на лунный реголит приводят к формированию плазменно-пылевой среды над поверхностью Луны – лунной экзосферы, характерная высота которой может достигать несколько десятков километров.

Наблюдения приповерхностной пылевой экзосферы были выполнены телевизионными камерами посадочных аппаратов «SURVEYOR-5, -6, -7» (1967–1968), астрофотометром «ЛУНОХОДА-2» (1973). Результаты наблюдений с этих аппаратов показали, что над освещенной поверхностью Луны существует свечение приповерхностного слоя, которое было интерпретировано как рассеяние солнечного света на пылевых частицах. Прямой эксперимент по регистрации частиц на поверхности Луны был выполнен прибором LEAM, развернутым астронавтами «APOLLO-17». Недавно были выполнены исследования пылевых частиц прибором LADEE на высотах,

This paper represents the physical properties of lunar surface exosphere overview. The lunar exosphere is forming due to permanent micrometeoroid bombardment of the lunar regolith, regolith's solar irradiation, high-energy charged particles of solar and galactic origin. Significant part of the lunar day (more than 20%) the Moon intersects Earth's magnetotail. In this case, Moon situated in conditions which highly varies from interplanetary space. External effects on the lunar regolith lead to dusty plasma exosphere formation above the lunar surface: lunar exosphere which high can reach tens of kilometers.

Near-surface dusty exosphere observations were made by TV-cameras of the landers «SURVEYOR-5, -6, -7» (1967–1968), «LUNOHOD-2» astrophotometers (1973). It was shown from the spacecraft's data that the illumination of the near-surface layer glow above the illuminated surface occurs. It was interpreted as solar light scattering on dust particles. Direct measurements of the particles registration were made by LEAM instrument, which placed by «APOLLO-17» astronauts. Recently have been made dust particles research by LADEE instrument at a height of several tens of

¹ ФГБУН Институт космических исследований РАН, Россия, г. Москва.
Space Research Institute of RAS, Russia, Moscow.

² ФГБУН «Институт земного магнетизма, ионосферы и распространения радиоволн имени Н.В. Пушкова» Российской академии наук, Россия, г. Москва.
Pushkov Institute of Terrestrial Magnetism, Ionosphere and Radio Wave Propagation of RAS, Russia, Moscow.

составляющих несколько десятков километров. Результатом всех этих наблюдений явилось создание теоретических моделей формирования экзосферы Луны, которые постоянно развиваются. Однако до настоящего времени остаётся много нерешённых проблем, связанных с динамикой пыли, приповерхностными электрическими полями. Следующий этап исследований экзосферы Луны планируется выполнить на российских посадочных аппаратах «ЛУНА-ГЛОБ» и «ЛУНА-РЕСУРС».

Ключевые слова:

Луна; пыль;
пылевые частицы;
лунная экзосфера;
пылевая плазма.

ВВЕДЕНИЕ

Основные цели исследований Луны – выяснение её происхождения, эволюции, изучение внутренней структуры, состава реголита, физических условий формирования экзосферы. Луна стала первым небесным телом, к которому была направлена автоматическая станция для её изучения. 2 января 1959 года запуском автоматической станции «ЛУНА-1» была начата активная программа изучения Луны. В 60–70-х годах СССР и США выполнили серию блестящих исследований Луны. В частности, автоматическая станция «ЛУНА-9» совершила мягкую посадку на поверхность Луны. Были получены снимки рельефа поверхности Луны, по которым выполнены оценки толщины пылевого слоя. Было установлено, что у Луны нет заметного магнитного поля. Помимо уточнения гравитационного поля и дистанционных исследований химического состава реголита Луны, автоматическая орбитальная станция «ЛУНА-10» с помощью плазменных приборов Д-153 несколько раз фиксировала пересечение магнитосферы Земли.

Пожалуй, наиболее продуктивными для ранних исследований Луны и состава ее реголита стали американские пилотируемые экспедиции по программе «АПОЛЛОН», советские КА «ЛУНОХОД-1» («ЛУНА-17»), «ЛУНОХОД-2» («ЛУНА-21»), автоматические экспедиции «ЛУНА-16, -20, -24» по доставке образцов грунта (Vinogradov A.P., 1973; McKay D.S. et al., 1991). Особенностью образцов лунного реголита, доставленного советскими аппаратами, было то, что это были керны, полученные с глубины 1 м 60 см (Москалева Л.П., 2012; Иванов А.В., Назаров М.А., 2012). Образцы лунного грунта, доставленные на Землю по программам «АПОЛЛОН» и «ЛУНА», были взяты в материковых и морских приэкваториальных областях видимой поверхности Луны.

kilometers. As these observations result was the theoretical models development of the lunar exosphere formation, which are constantly evolving. However, to date there are still many unresolved issues related to the dynamics of dust, surface electric fields. The next stage of the lunar exosphere research is scheduled to perform at the Russian landers «LUNA-GLOB» and «LUNA-RESOURCE».

Keywords:

Moon; dust;
dust particles;
lunar exosphere;
dusty plasma.

В связи с отсутствием у Луны магнитного поля и заметной атмосферы, значительное влияние на формирование лунного реголита и приповерхностных условий оказывают потоки микрометеоритов, солнечное ультрафиолетовое излучение, солнечный ветер, космические лучи, плазменные процессы в удаленном хвосте магнитосферы Земли при пересечении её Луной. Свойства лунного реголита (плотность, температура, состав и др.), а также приповерхностная экзосфера подвержены преобладающему влиянию солнечной активности, зависят от местного лунного времени, положения Луны относительно хвоста магнитосферы Земли. Верхний слой реголита можно рассматривать как хороший изолятор, который на освещённой части поверхности в результате эмиссии фотоэлектронов под действием потоков солнечного УФ заряжается положительно (Manka R.H., 1973), в результате чего формируется приповерхностное электрическое поле. Окружающая космическая плазма, солнечный ветер и возникающая в результате этих процессов динамика и местный перенос пылевой составляющей лунного реголита создают плазменно-пылевую экзосферу вблизи поверхности Луны, которая может достигать десятки километров по высоте. В областях лунного терминатора и/или нерегулярностей поверхности (кратеры, камни) с резкими границами света и тени могут возникать динамически нестабильные пылевые образования, контролируемые сильными электрическими полями (Borisov N. et al., 2006; Stubbs T.J. et al., 2006).

Исследования лунной экзосферы и, в частности, характеристик и особенностей динамики пылевых частиц, чрезвычайно важны не только с физической точки зрения. Мелкая фракция заряженных пылевых частиц обладает повышенной способностью воздействовать на космические аппараты, находящиеся на поверхности Луны, и их системы. Кроме

того, по результатам всех экспедиций по программе «APOLLO» на поверхность Луны было зарегистрировано ярко выраженное свойство пыли проникать в скафандры космонавтов, в герметически защищенные зоны посадочных аппаратов. Было высказано предположение, что такое свойство пыли связано с тем, что частицы являются электрически заряженными, что увеличивает их адгезивные свойства.

В разделах 1 и 2 представлен обзор характеристик лунного реголита и его мелкодисперсной фракции, определяемой как лунная пыль. При этом основное внимание уделяется тем характеристикам пыли, которые важны для понимания динамики лунной пыли и формирования экзосферы освещенной стороны Луны. В разделе 3 приводятся основные результаты выполненных наблюдений пыли над поверхностью Луны. В разделе 4 представлены свойства плазменного окружения, в котором оказывается Луна при своём орбитальном движении. В разделе 5 обсуждаются особенности плазменно-пылевой экзосферы, которая формируется в результате внешних воздействий на лунный реголит. В разделе 6 даётся описание предстоящего эксперимента по исследованию динамики лунной пыли и свойств приповерхностной экзосферы, которые предполагается выполнить на посадочных аппаратах «ЛУНА-ГЛОБ», планирующихся к запуску в соответствии с Федеральной космической программой.

1. Формирование лунного реголита

Лунный реголит формируется в результате переработки магматических пород под действием факторов космического пространства – интенсивной метеорной бомбардировки, постоянных солнечного и космического излучений. В результате микрометеорной бомбардировки каждый год на Луну попадает около 10^6 кг метеороидов кометного и астероидного происхождения (Флоренский К.П. и др., 1975; Grün E. et al., 2011). Большинство из этих частиц имеют размеры приблизительно от 10 нм до 1 мм и скорость в диапазоне 10–72 км/с. Эти параметры частиц микрометеороидов определяются по характеристикам микрократеров, которые они формируют на поверхности Луны. Поток микрометеороидных частиц на 1 а.е. (у Луны) оценивается $\sim 100 \text{ м}^2 \text{ сут}^{-1}$ (Попель С.И. и др., 2016). Это приблизительно соответствует оценкам (Grün E. et al., 2011), если средний размер микрометеорной частицы $\sim 10 \text{ мкм}$ ($\sim 10^{-9}$ г). Значительная доля вещества, выбрасываемого с поверхности Луны в результате высокоскоростного удара о поверхность Луны, возвращается обратно на лунную поверхность, формируя слой реголита, толщина которого варьируется от 5 м на лунных морях до порядка 10 м на материковых областях. Микронные и субмикрон-

ные частицы реголита, выброшенные в результате высокоскоростных ударов микрометеороидов и имеющие скорость, превышающую первую космическую скорость для Луны, формируют пылевое облако вокруг Луны (Grün E. et al., 2011; Liu Y., Taylor L., 2011).

В результате бомбардировки лунной поверхности высокоскоростными метеорными потоками происходит интенсивное механическое дробление камней, плавление, частичное испарение вещества, спекание фрагментов дробления и образование стеклянных частиц в результате этих процессов. Отдельные частицы тонкой фракции лунного реголита (лунной пыли) представляют собой связанные стеклом агрегаты (glass-bounded aggregates) (McKay D.S. et al., 1991).

Воздействие солнечного ветра и высокоэнергичных частиц солнечного и космического происхождения приводит к тому, что в реголит имплантируются H, He, множество редких элементов. Постоянная переработка частиц реголита, обогащённых водородом, микрометеоритами приводит к плавлению вещества и реакциям, в частности H с FeO, с образованием паров воды и субмикронных частиц металлического железа, спекающихся в стекло (McKay D.S. et al., 1991). Все эти процессы происходят до тех пор, пока переработанный реголит не покроется слоем выбросов породы из рядом образовавшегося кратера, затем процесс переработки реголита в тонкую фракцию продолжается. Плотность реголита, по данным «ЛУНА-20», составляет около от 1,04 до 1,80 г·см⁻³ для различных образцов (Леонтович А.К. и др., 1974; Слюта Е.Н., 2014). Данные различных образцов, полученные по программе «APOLLO», указывают на плотность реголита вплоть до 1,9 г·см⁻³ (Papike J.J. et al 1982; Carrier W.D. et al., 1991).

Формы отдельных частиц лунного реголита очень отличаются друг от друга и могут иметь как сферическую, так и неправильную форму с ярко выраженными заострёнными краями. На рисунке 1 представлен типичный образец агглютината – пористое стекло с вплавленными частицами породы и железа. В основном форма отдельных частиц продолговатая, что приводит к преимущественному слипанию отдельных частиц вдоль их продольной оси. Следствием такой особенности тонкой фракции реголита является анизотропия физических свойств. Например, тепловая проводимость реголита в горизонтальном направлении должна отличаться от тепловой проводимости в вертикальном направлении (Mahmood A. et al., 1974).

Образцы лунного реголита анализировались по обширным программам литологических, минералогических, элементных, гранулометрических, физических и др. исследований. Недавний обзор результатов этих исследований дан в работе (Иванов А.В., Назаров М.А., 2012).

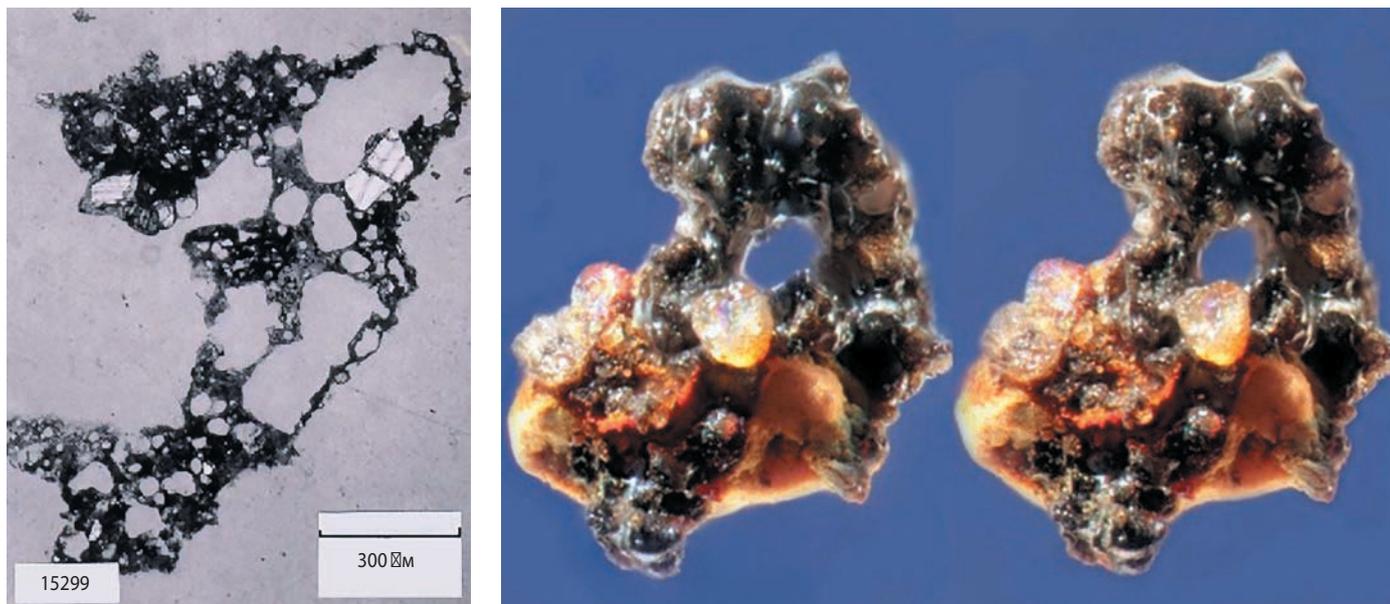


рисунок 1. Лунные агглютинаты. Пористое стекло с вкраплениями частиц реголита и железа (<http://curator.jsc.nasa.gov/education/LPETSS/Regolith.cfm>)

2. Свойства лунной пыли

Процессы переработки лунного реголита (space weathering) не только сформировали лунный реголит, но и постоянно модифицируют его физические и оптические свойства. Для данной статьи наибольший интерес представляет тонкая и супертонкая фракция реголита, определяемая как лунная пыль. Характерные размеры таких частиц менее сотен мкм. Исследования таких частиц – задача очень сложная, требующая постановки комплекса исследований с использованием электронных и оптических микроскопов, микроанализаторов, позволяющих изучать морфологию частиц и их химический состав. Причём, для несферических частиц под «размером» частицы обычно понимают диаметр эквивалентной сферы или окружности (*Liu Y., Taylor L., 2011*). Исследования гранулометрического состава лунной пыли были выполнены на образцах, доставленных станциями «ЛУНА-16, -20, 24» в ГЕОХИ РАН и ряде других институтов РФ и США (*Родэ О.Д. и др., 1983; Родэ О.Д., Иванов А.В., 1984; Laul J.C. et al., 1987*). На рисунке 2 представлены гистограммы распределения размеров зерен (процент от общей массы) в четырёх образцах реголита колонки, полученной в рамках программы «ЛУНА-24» (*Родэ О.Д., Иванов А.В., 1984*) и в результате исследований трёх образцов, доставленных экспедицией «APOLLO-17» (*McKay D.S. et al., 1974*).

В работе (*Родэ О.Д., Иванов А.В., 1984*) сделано заключение, что средний медианный размер частиц для образцов 24118, 24176 и 24214 находится в диапазоне 55–79 мкм. Следует заметить, что, как это видно на рисунке 2, средний размер частиц в раз-

личных образцах может отличаться и, например, для образца 24160 средний размер около 30 мкм. Количество частиц с характерным размером меньше 20 мкм составляет порядка 20% (*McKay D.S. et al., 1991*). Именно эта компонента лунного реголита наиболее подвержена влиянию электростатических сил, так как имеет наибольшее соотношение заряда к массе.

На рисунке 3 представлено коммулятивное распределение частиц реголита по размерам по данным образцов, доставленных по программе «APOLLON» (*Graf J.C., 1993*).

Эти примеры показывают, что на тонкую фракцию лунного реголита, средние размеры частиц которой составляют 45–100 мкм, приходится порядка половины веса лунного реголита. Супертонкая фракция – частицы менее 10 мкм – составляют около 10% массы проанализированного образца, а наиболее тонкая часть реголита, размером менее 2 мкм – 1–2% массы. Форма пылевых частиц крайне нерегулярная с ярко выраженными заострёнными краями, что очень отличает их от земных аналогов. Плотность отдельных частиц обычно принимают 2,7–3,0 г·см⁻³ (*Carrier W.D. et al., 1991*).

Электрические свойства пылевых частиц и основной части силикатов лунного реголита характеризуются чрезвычайно низкой электрической проводимостью порядка 10⁻¹⁴ Ом/м (для реголита) и 10⁻⁹ Ом/м (для лунного камня) при нулевой освещённости (*Carrier W.D. et al., 1991*). При солнечном освещении электрическая проводимость увеличивается приблизительно в 10⁶ раз. Относительная диэлектрическая проницаемость для лунных мате-

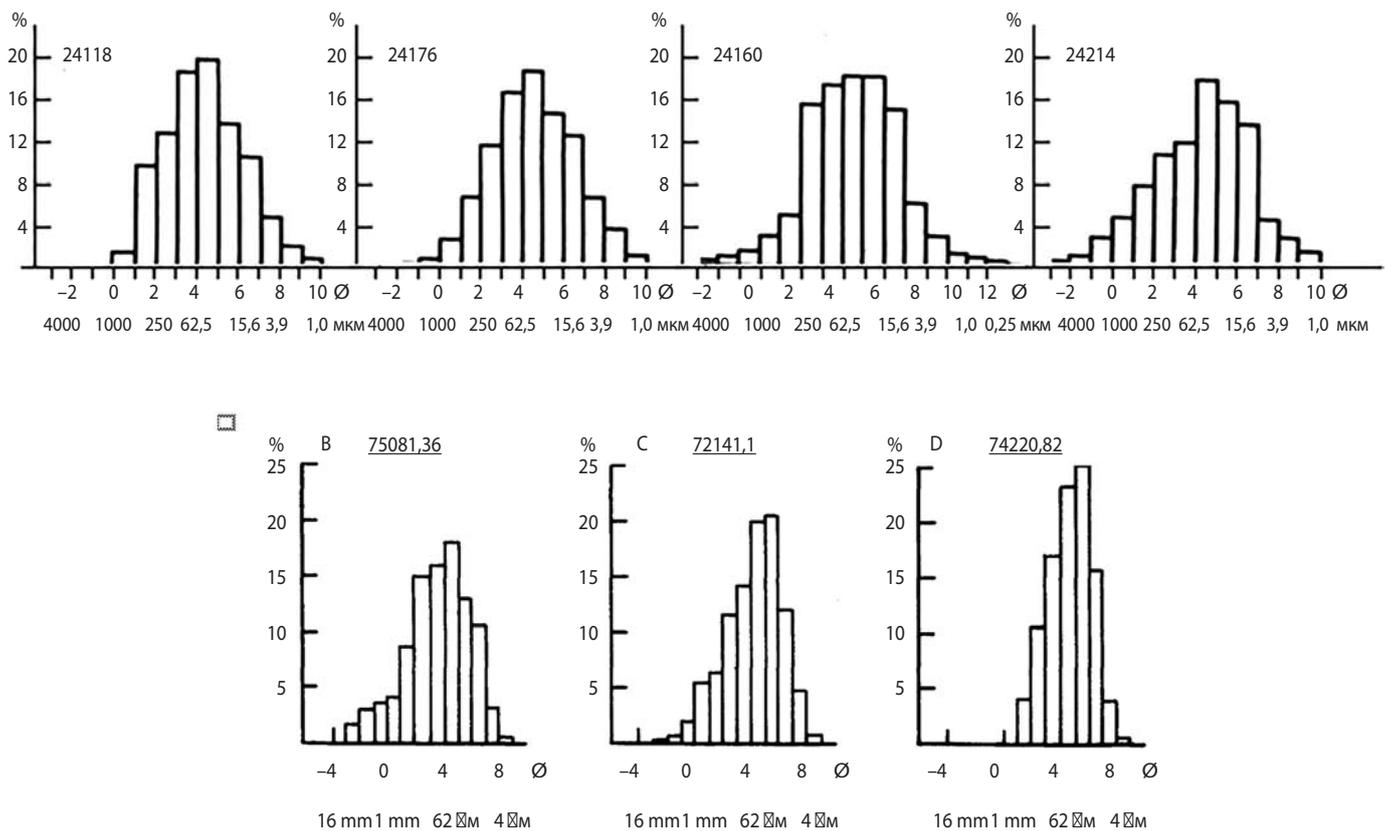


рисунок 2. Гистограммы распределения по размерам частиц реголита для четырёх образцов колонки, полученной в рамках программы «ЛУНА-24» (верхняя панель) и в результате исследований трёх образцов, доставленных экспедицией «APOLLO-17» (нижняя панель). % массы, $\phi = -\log_2 d$ mm

риалов определяется плотностью реголита ρ и составляет приблизительно $1,9\rho$, где ρ вычисляется в $г/см^3$ (Carrier W.D. et al., 1991), и зависит от минералогического состава реголита. Чрезвычайно низкая электрическая проводимость указывает на то, что лунный реголит слабо поглощает электромагнитную энергию. Кроме того, это указывает на тот факт, что лунный материал способен заряжаться и сохранять заряд в течение длительного времени. Низкая величина электрической проводимости может приводить к существенному фотоиндуцированному заряду лунной поверхности, создавая условия динамики заряженных частиц и их левитации (De B.R., Criswell D.R., 1977; Criswell D.R., De B.R., 1977). Эти характеристики лунного материала указывают на отсутствие воды в материале исследуемых образцов. Однако, в работе (Ахматова М.В. и др., 1978) отмечалось, что методом ИК-спектроскопии в образце реголита колонки «ЛУНА-24» были обнаружены следы воды – около 0,1%. В то время существовало устойчивое представление о Луне как абсолютно безводном теле, крайне обеднённом летучими компонентами (Иванов А.В., Назаров М.А., 2012) и на этот результат не было обращено внимания. Сейчас, когда известно, что реголит Луны может содержать заметное количество воды, особенно в полярных областях (Mitrofanov I.G.

et al., 2010), следует осторожней относиться к величине диэлектрической проницаемости, полученной по образцам, взятым в низкоширотных областях аппаратами «ЛУНА» и «APOLLO».

Опыт выполнения программ исследования Луны автоматическими аппаратами, и в особенности в результате выполнения программы «APOLLO», пока-

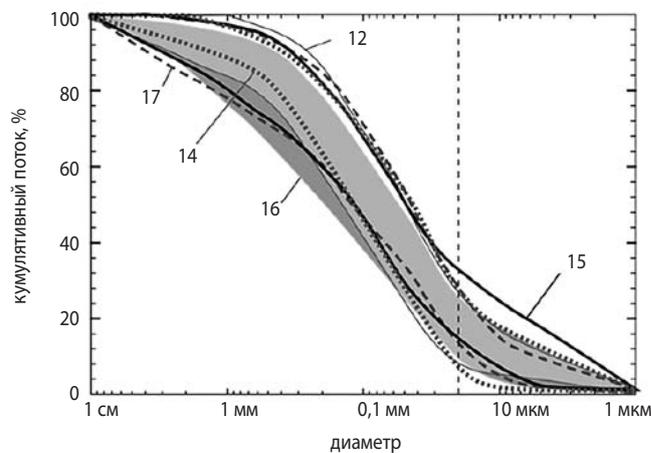


рисунок 3. Распределение частиц реголита по размерам по данным доставленных на Землю образцов реголита экспедиций по программе «APOLLO» и «ЛУНА-24» (Graf J.C., 1993)

зал, что частицы лунной пыли обладают способностью активно воздействовать на элементы и системы космических аппаратов (*Katzen C.M. et al.*, 1991), что может приводить к неожиданным технологическим проблемам. В частности, пылевые микро- и наночастицы проникали в блоки приборов, костюмы астронавтов, вызывали изменение тепловых режимов аппаратуры (перегрев), изменяли тепловые свойства поверхностей аппаратуры, эффективность тепловых радиаторов, оседали на солнечных батареях, оптике, попадали в двигающиеся узлы механизмов, доставленных на Луну. Известно, что лунная пыль затрудняла работу робототехнических систем, бурение грунта и многие другие механизированные работы.

Таким образом, изучение и мониторинг свойств и динамики лунной пыли важно как с научной точки зрения – из-за существенного влияния на лунную экзосферу, так и в целях технологической безопасности будущих лунных робототехнических и пилотируемых экспедиций.

3. Наблюдения пыли над поверхностью Луны

Первые указания на существование пылевых частиц над поверхностью Луны были получены по данным американских лунных посадочных аппаратов «SURVEYOR -5, -6, -7» (*Shoemaker E.M. et al.*, 1968). Сразу после захода Солнца телевизионные камеры на лунном горизонте регистрировали свечение вблизи поверхности Луны (low altitude horizon glow) на высоте ~10–30 см, которое наблюдалось в течение нескольких часов после захода Солнца (*Rennilson J.J., Criswell D.R.*, 1974). На рисунке 4 представлены примеры регистрации свечений у поверхности Луны, полученные ТВ-камерами посадочных аппаратов «SURVEYOR -5, -6, -7».

В этой же работе было сделано заключение, что наблюдаемое свечение вызвано рассеянием солнечного света на частицах 5–10 мкм, парящими над поверхностью.



рисунк 4. Изображения свечения вблизи поверхности Луны, полученные ТВ-камерами посадочных аппаратов «SURVEYOR -5, -6, -7» (*Colwell J.E. et al.*, 2007)

Указания на рассеяние света на пылевых частицах над лунной поверхностью были получены также астрофотометром «ЛУНОХОДА-2» (*Severny A.B. et al.*, 1975). Эти измерения были выполнены в тени, когда лимб Солнца находился на 17 миллирадиан ниже горизонта. Астрофотометр был направлен в зенит, и выполненные оценки показали, что облако пыли, которое рассеивало солнечный свет, находилось на высоте ~260 м от поверхности Луны.

Регистрация пылевых частиц на поверхности Луны была впервые выполнена с помощью эксперимента Lunar Ejecta and Meteorite (LEAM), развернутого на поверхности астронавтами экспедиции «APOLLO-17» (*Berg O.E. et al.*, 1976). Прибор LEAM был создан для регистрации высокоскоростных ($1 < v < 25$ км/с⁻¹) микрометеоритов. Однако один из детекторов имел возможность регистрировать низкоскоростные частицы. Именно данные этого детектора дали неожиданные результаты о достаточно высоких потоках низкоскоростных ($v \sim 100$ – 1000 м/с⁻¹) частиц, заряд которых обычно составлял $Q > 10^{-12}$ С. За время работы прибора максимальная скорость счёта детекторов наблюдалась в районе терминатора, причём наиболее значительное увеличение потоков таких низкоскоростных частиц происходило в районе восхода Солнца.

Советские космические аппараты «ЛУНА-19» и «ЛУНА-22» провели серию измерений изменения радиосигнала в окрестности Луны для определения электронной концентрации над Луной (*Vasil'ev M.B. et al.*, 1974; *Kyshlov A.S.*, 1976). Эти измерения, позволившие сделать вывод о существовании лунной ионосферы над освещённой частью лунной поверхности с максимальными значениями электронной концентрации $n_e \sim 500$ – 1000 см⁻³ и характерным пространственным масштабом изменения концентрации по высоте ~10–30 км, являются косвенным свидетельством присутствия заряженной пыли в лунной экзосфере. В частности, такая высокая концентрация электронов над Луной может быть обусловлена (*Stubbs T.J. et al.*, 2011) эффектами электростатической зарядки пылевых частиц, присутствующих на этих высотах.

Астронавтами орбитального модуля экспедиции «APOLLO-17» (*McCoy J.E.*, *Criswell D.R.*, 1974; *Zook H.A.*, *McCoy J.E.*, 1991), а затем и исследователями по данным звёздного датчика лунного орбитального аппарата «CLEMENTINE» (*Zook H.A. et al.*, 1995) также были получены изображения свечения над лунным горизонтом. Такие свечения на больших высотах над поверхностью Луны вряд ли могли явиться следствием левитации, и было сделано заключение, что свечение на больших высотах связано с частицами, которые под действием электростатического ускорения поднялись на большие высоты.

Исследованию пыли на высотах в несколько десятков километров над поверхностью Луны был посвящён недавний Лунный Пылевой эксперимент (The Lunar Dust EXperiment, LDEX), выполненный на лунном спутнике «LADEE» (*Horanyi M.Z. et al.*, 2014). Орбита спутника, близкая к экваториальной, покрывала высоты 20–100 км. Прибор LDEX представлял собой ударный детектор, регистрирующий частицы, образованные в результате ионизации мишени. В ходе эксперимента регистрировалась приблизительно 1 частица в минуту. Средний размер частиц составлял ~0,3 мкм. Были получены распределения частиц по высотам и локальному времени, а также сделано заключение, что источником регистрируемых пылевых частиц на орбите Луны являются микрометеорные потоки, которые обычно появляются вблизи орбиты Земли (*Szalay J.R. et al.*, 2016).

Во многом именно наблюдения приповерхностных свечений и результаты эксперимента LEAM явились триггером для развития теоретических основ динамики пылевых частиц вблизи лунной поверхности (*Colwell J.E. et al.*, 2007). Было показано, что приповерхностное свечение может явиться результатом левитации пылевых частиц, поднимающихся с поверхности Луны под действием электростатических полей. Для эффектов на терминаторе был предложен «фонтанный механизм» (*Stubbs T.J. et al.*, 2006), который, однако, пока не нашёл своего экспериментального подтверждения по результатам эксперимента LADEE (*Horanyi M.Z. et al.*, 2015).

4. Плазменное окружение Луны

Как уже указывалось, Луна подвержена воздействию солнечного излучения. При этом, если электромагнитное излучение воздействует практически постоянно (за исключением редких периодов, когда Луна попадает в тень Земли), то воздействие солнечного ветра за время орбитального движения вокруг Земли прерывается на несколько дней (до 6 дней) при её пересечении магнитосферы Земли в течение каждого освещённого периода видимой части Луны. На рисунке 5 представлена схема пересечения Луной магнитосферы Земли.

При пересечении магнитосферы параметры плазменного окружения, в котором оказывается Луна, резко меняются. Следует также учитывать, что плоскость лунной орбиты наклонена к плоскости эклиптики приблизительно на 5° при относительно длительном периоде прецессии (18,6 лет). Таким образом, когда Луна пересекает хвост магнитосферы, её положение может изменяться на +/-5 R_E относительно плоскости эклиптики. Кроме того, хвост магнитосферы достаточно динамичен, подвержен значительным колебаниям, что может дополнительно

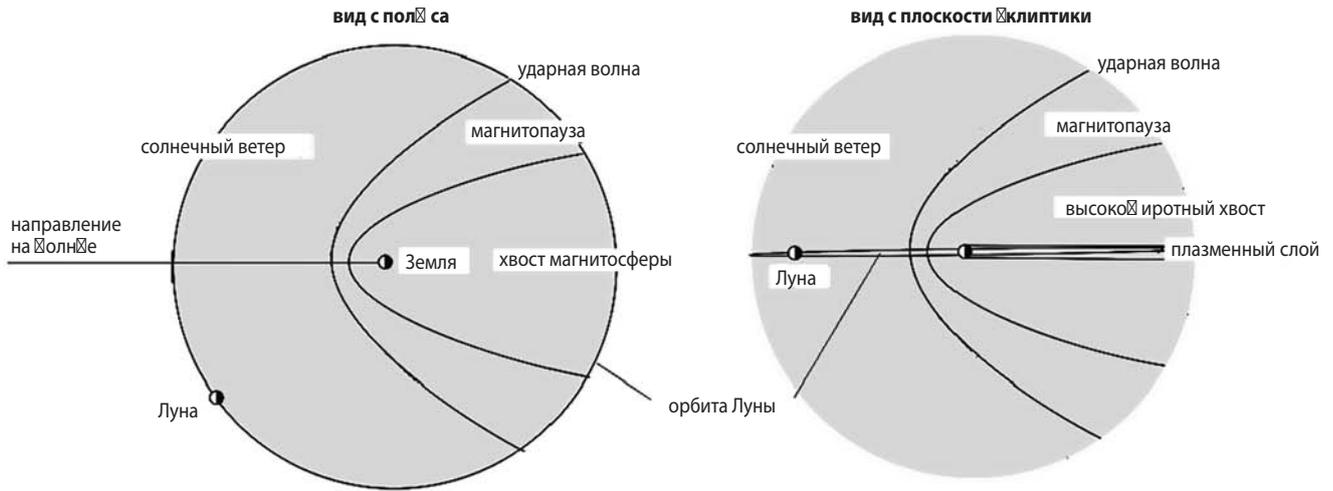


рисунок 5. Схема пересечения Луной при орбитальном движении магнитосферы Земли. На двух видах – с полюса и с плоскости эклиптики указаны основные области земной магнитосферы

но влиять на изменения параметров плазменного окружения, в котором оказывается Луна. В таблице 1 приведены типичные параметры невозмущённого солнечного ветра, области за ударной волной (magnetosheath), высокоширотного хвоста магнитосферы (magnetotail lobes) и плазменного слоя (plasma sheet) (Manka R.H., 1973).

таблица 1 – Средние значения основных параметров солнечного ветра и плазмы в различных областях магнитосферы Земли (Manka R.H., 1973)

	поток, см ² ·с ⁻¹	энергия, кэВ	плотность плазмы, см ⁻³
солнечный ветер			10
электроны	8×10 ⁸	0,01	
протоны	4×10 ⁸	1,0	
область солнечного ветра за ударной волной			8
электроны	5×10 ⁸	0,025	
протоны	10 ⁷	0,25	
высокоширотный хвост магнитосферы			0,01
электроны	<6 10 ⁶	0,05	
протоны	<5 10 ⁵	0,5	
плазменный слой			0,3
электроны	10 ⁸ -10 ⁹	0,6	
протоны	10 ⁷ -10 ⁸	5,0	

5. Свойства пылевой плазмы над освещённой поверхностью Луны

Низкая электрическая проводимость лунного реголита и его способность заряжаться под действием солнечного излучения – солнечного ветра и ультрафиолетовой радиации, вызывающего фотоэмиссию, может создавать эффективный электростатический

заряд пылевых частиц верхнего слоя поверхности Луны. Измерения фотоэлектрических свойств образцов лунного реголита, доставленных по программе «APOLLO», показали, что поток фотоэлектронов с освещённой поверхности Луны в солнечном ветре (вне хвоста магнитосферы) составляет 3×10^9 см⁻²·с⁻¹ (или 4,5 мкА/м²), а средняя кинетическая энергия фотоэлектронов ~2 эВ (Feuerbacher B. et al., 1972; Willis R.F. et al., 1973). Эти параметры фототока позволили оценить плотность фотоэлектронов над поверхностью Луны ~100 см⁻³, напряжённость электрического поля ~5 В/м и дебаевскую длину ~1 м. Плотность солнечного ветра на 1 а.е. <10 см⁻³, и, таким образом, влияние электронов солнечного ветра на заряд освещённой части поверхности Луны значительно меньше, чем фотоэмиссия. Результаты эксперимента SIDE, выполненного на поверхности Луны по программе «APOLLO» (Freeman J.W. et al., 1973), показали, что потенциал освещённой поверхности Луны вне магнитосферы Земли составляет порядка 10 В, но может достигать и значительно больших величин, до ~200 В, в периоды, когда Луна пересекает магнитосферу Земли.

Заряженные пылевые частицы, находящиеся на поверхности Луны, под действием приповерхностного электрического поля могут подниматься, и облако таких частиц может левитировать над поверхностью. Мелкие пылевые частицы с размерами, составляющими десятки и сотни нанометров, отталкиваясь от поверхности, могут подниматься вверх до высот от нескольких метров до километров над поверхностью Луны. Гистограмма, представленная на рисунке 6 (Popel S.I. et al., 2013), даёт представление о концентрации пылевых частиц над поверхностью Луны на широте 77°. Длина одноцветного горизонтального участка на рисунке 6, характеризует концентрацию (в см⁻³) частиц с характерными размерами 50 нм,

60 нм и 70 нм на соответствующих высотах. Общая длина горизонтального участка на графике соответствует общей концентрации частиц с размерами, представленными на этом графике.

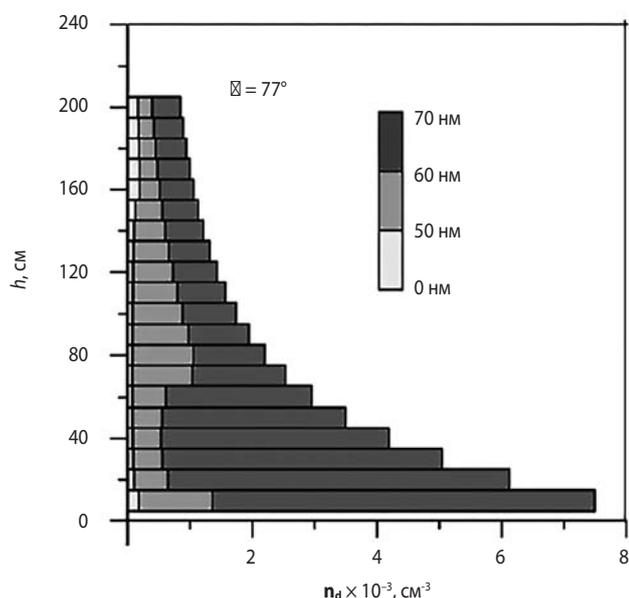


рисунок 6. Гистограмма представляет распределение концентрации пылевых частиц $n_d(\text{см}^{-3})$ с характерными размерами 50, 60 и 70 нм на высотах от поверхности Луны до 200 см. Данная гистограмма рассчитана для широты 77° (Popel S.I. et al., 2013)

Исследования, выполненные Lunar Reconnaissance Orbiter по детектированию потоков нейтронов, прошедших через участки лунной поверхности в Южном полушарии Луны (Mitrofanov I.J. et al., 2010), показали присутствие в приповерхностной зоне Луны на широтах более 70° области, обогащённые водородом, которые могут быть обусловлены присутствием льда в приповерхностных областях Луны либо ионами солнечного ветра, которые, ударяясь о Луну, поглощаются её поверхностью. Водород в виде атомарного, молекулярного водорода или водяного пара на поверхности Луны может в значительной степени изменить характер процессов динамики пылевых частиц у поверхности Луны. В работе (Колесников Е.К., Мануйлов А.С., 1982) было показано, что чувствительность участков поверхности Луны, обогащённых водородом, к фотоэмиссии оказывается значительно более высокой, чем окружающих участков, что сказывается, в конечном итоге, на процессе зарядки пылевых частиц и их динамике. С другой стороны, водород на поверхности реголита может значительно увеличивать его проводимость и таким образом влиять на величину заряда поверхности (Borisov N.D. et al., 2015).

Параметры приповерхностной плазмы сильно зависят от угла Солнца. Особой областью в этом смысле является терминатор, где потенциал поверхности

Луны резко изменяется от положительного на освещённой части Луны до отрицательного в областях, куда уже не попадает солнечный свет. При этом отрицательные значения потенциала поверхности за терминатором, на ночной стороне Луны могут достигать 100 В. Именно в районе терминатора прибором LEAM была зарегистрирована повышенная плотность пылевых частиц, левитирующих над поверхностью Луны (Berg O.E. et al., 1976). На рисунке 7 представлено число регистраций пылинок в трёхчасовом интервале (скорость счёта), просуммированных за 22 лунных суток. На этом графике видно значительное увеличение скорости счёта пылинок за несколько часов до и после пересечения терминатора, особенно в области восхода Солнца.

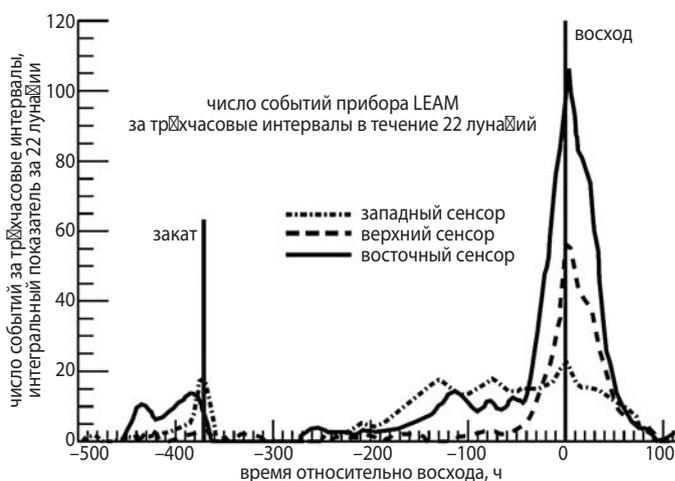


рисунок 7. Число регистраций пылевых частиц в трёхчасовом интервале над поверхностью Луны прибором LEAM. Данные проинтегрированы за 22 лунных суток (Berg O.E. et al., 1976)

При пересечении хвоста магнитосферы потенциал освещённой Солнцем поверхности Луны и приповерхностное электрическое поле меняются для различных областей хвоста магнитосферы. Оценки, выполненные в работе (Manka R.H., 1973), позволяют получить значения, представленные в таблице 2.

таблица 2 – Средние значения основных параметров солнечного ветра и плазмы в различных областях магнитосферы Земли (Manka R.H., 1973)

	электрический потенциал, В	напряжённость эл. поля, В·м ⁻¹
солнечный ветер		
подсолнечная точка	9	22
терминатор	-38	-5,1
высокоширотный хвост магнитосферы		
подсолнечная точка	17	42
терминатор	-135	-0,18
плазменный слой		
подсолнечная точка	11	27
терминатор	-1800	-2,4

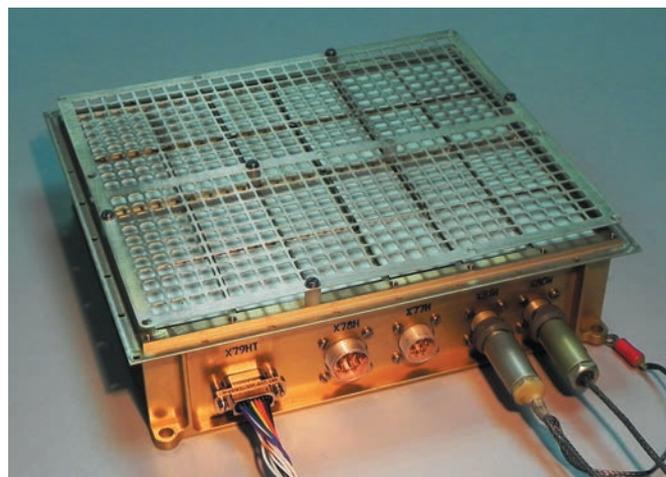
6. Планируемые эксперименты по исследованию динамики лунной пыли

В соответствии с российской космической программой в ближайшее десятилетие планируются комплексные исследования Луны (Zelenyi L.M., 2016). На первом этапе, на рубеже текущего и следующего десятилетий, намечена, в частности, реализация двух проектов, включающих посадку на Луну спускаемых аппаратов «ЛУНА-ГЛОБ» и «ЛУНА-РЕСУРС». Основной целью этих экспедиций являются детальные исследования полярных областей Луны. Среди широкого круга научных задач, стоящих перед этими посадочными аппаратами, стоит задача изучения динамики пылевой компоненты приповерхностной экзосферы Луны. С этой целью в состав научной аппаратуры КА «ЛУНА-ГЛОБ» включён прибор Пылевой мониторинг Луны (ПмЛ). Прибор предназначен для исследований динамики пылевых частиц вблизи поверхности Луны и исследованию причин их динамики. Регистрироваться могут микрометеорные частицы, вторичные частицы, выбитые с поверхности в результате микрометеорного удара, а также пылевые частицы лунного реголита, поднятые с поверхности Луны под действием электростатических сил. Кроме того, прибор включает датчики параметров окружающей плазмы, по результатам которых можно будет оценить величину приповерхностного электрического поля.

Прибор ПмЛ включает три блока: блок ударных сенсоров (УС) и два электростатических датчика (ЭД1 и ЭД2). В блоке УС для регистрации пылевых частиц над поверхностью Луны использованы пьезо-керамические пластины (ПКП) и зарядочувствительная сетка (ЗЧС), расположенная перед пластинами. По сигналу с ПКП можно оценить импульс пылевой частицы. Регистрируя время прохождения частицы через сетку и время соударения частицы с ПКП, можно оценить скорость, а следовательно, и массу пролетающей частицы.

Конструктивно блок УС – это блок, апертура которого представляет собой 24 ПКП общей площадью 170×150 мм. ЗЧС расположена на расстоянии 8 мм от поверхности ПКП. В блоке размещена электроника прибора. ПКП выполнены из материала ЦТС-19 (Малыхин А.Ю. и др., 2014). Размер каждого пьезоэлектрического элемента составляет 30×23 мм. Внешний вид блока УС представлен на рисунке 8.

ЭД предназначены для измерений параметров приповерхностной плазмы. Оба датчика ЭД1 и ЭД2 расположены на корпусе посадочного аппарата, ЭД1 на высоте ~45 см от поверхности Луны, а ЭД2 на высоте ~130 см. Каждый из этих датчиков включает в себя зонд Ленгмюра (ЗЛ) и зарядочувствительный



рисунк 8. Внешний вид блока УС

датчик (ЗЧД). Вольт-амперные характеристики, полученные зондом Ленгмюра, определяют плотность тока заряженных частиц при различных значениях потенциалов измерительных электродов. Эти данные позволят оценить плотность плазмы, напряжённость приповерхностного электрического поля и их суточные вариации у поверхности Луны. Внешний вид ЭД представлен на рисунке 9.



рисунк 9. Внешний вид блока ЭД

Блоки прибора ПмЛ установлены на борту посадочного аппарата таким образом, что после посадки космического аппарата на поверхность Луны УС окажется на высоте ~45 см от поверхности Луны, а ЭД1 и ЭД2 на высотах ~35 и ~120 см соответственно. На рисунке 10 представлена схема размещения блоков прибора ПмЛ.

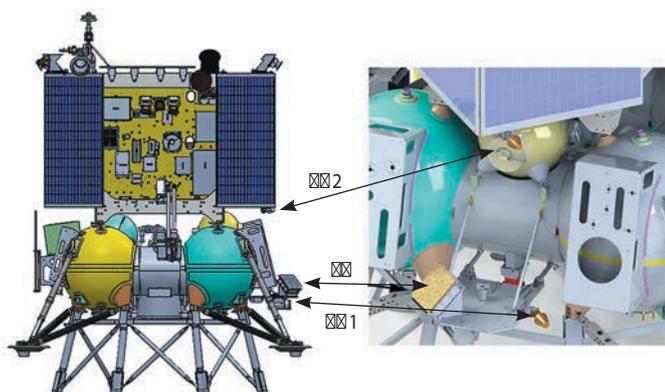
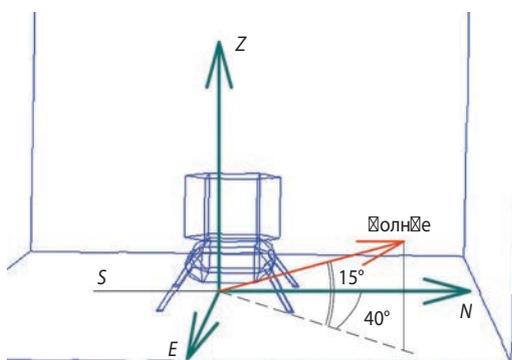
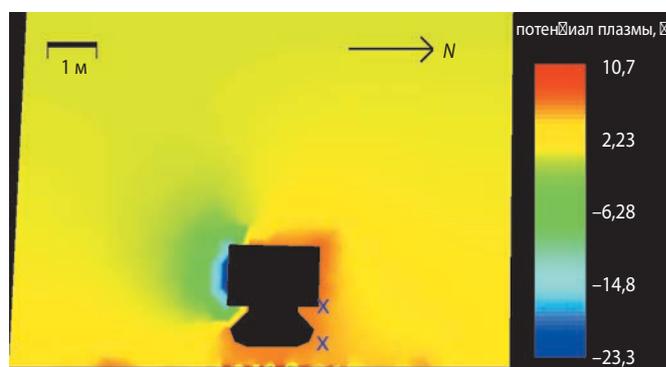


рисунок 10. Схема размещения блоков прибора ПмЛ на борту посадочного аппарата «ЛУНА-ГЛОБ» (УС – ударный сенсор, ЭД1 и ЭД2 – электростатические датчики)

К сожалению, на посадочном аппарате «ЛУНА-ГЛОБ» не было возможности установить штангу для размещения электростатических датчиков. Это необходимо для обеспечения уменьшения возмущения окружающей плазмы и приповерхностного электростатического поля из-за влияния посадочного аппарата. Для оценки степени влияния посадочного аппарата на измеряемые параметры окружающей плазмы и приповерхностного электрического поля было выполнено компьютерное моделирование динамики пылевых частиц вблизи поверхности Луны и влияния на эту динамику посадочного аппарата (рисунок 11). Моделирование выполнялось «методом частиц в ячейках» (PIC) (Харлоу Ф.Х., 1967) с использованием программного обеспечения SPIS-DUST (Spacecraft Plasma Interaction Software) (Hess S.L.G. et al., 2015). При моделировании были использованы ожидаемые параметры плазмы в приповерхностной зоне Луны, находящейся в условиях солнечного ветра. При этом учитывалась также реальная конфигурация посадочного аппарата «ЛУНА-ГЛОБ», и планируемое место посадки (~68°) (Kuznetsov I.A. et al., 2016).



а



б

а – схема положения посадочного аппарата при расчётах распределения потенциала плазмы в окружающем пространстве. Красная стрелка указывает направление на Солнце; **б** – предварительные результаты моделирования распределения потенциала плазмы в окрестностях и вблизи посадочного аппарата на поверхности Луны с использованием программы SPIS-DUST. Шкала величины потенциала плазмы в вольтах указана справа на рисунке. Крестиками на рисунке отмечены положения ЭД1 и ЭД2 (Kuznetsov I.A. et al., 2016).

рисунок 11. Моделирование взаимовлияния КА «ЛУНА-ГЛОБ» и лунной экзосферы в ПО SPIS-DUST

На рисунке 11б видны значительные возмущения плазменного окружения вблизи КА. С подсолнечной стороны потенциал КА положительный и при заданных начальных условиях соответствует ~10 В. Эти возмущения заметны на расстояниях 20–25 см от корпуса КА. С теневой стороны потенциал КА отрицательный. Это указывает, что результаты измерений параметров окружающей плазмы зондом Ленгмюра, который расположен на расстоянии 15 см от поверхности КА, необходимо корректировать, чтобы учесть возмущения среды.

заключение

Лунная пыль, особенно ее мелкодисперсная составляющая – от десятков нм до 100 мкм, является чрезвычайно динамичной составляющей лунного реголита. Поведение частиц лунной пыли в значительной степени определяется солнечным излучением, в особенности интенсивностью УФ-излучения. Заряженные частицы лунного реголита способны подниматься над поверхностью Луны в результате электростатических сил. Эти частицы становятся важной составляющей экзосферы Луны. Пылевая компонента экзосферы Луны проявляется в виде свечения как результат рассеяния солнечного света на микрочастицах, левитирующих над поверхностью Луны. Кроме того, одним из важных результатов программы «APOLLO» стал вывод, что, помимо длительного воздействия пониженной гравитации, жёсткого радиационного облучения, астронавты и посадочные аппараты на поверхности Луны испытали агрессивное воздействие лунной пыли. Частицы пыли осаждались на элементы солнечных батарей, оптические поверхности научных и служебных приборов. Самые мелкие частицы лунной пыли (10 нм–15 мкм) проникали в скафандры астронавтов, герметически закрытые, и жилые отсеки посадочных аппаратов.

Астронавты программы «APOLLO» докладывали о неприятных ощущениях на коже, глазах, в дыхательной системе человека. Таким образом, агрессивные и токсические свойства лунной пыли следует учитывать как дополнительный неблагоприятный фактор воздействия на оборудование и человека при длительном пребывании на поверхности Луны. Все это говорит о том, что приповерхностная экзосфера Луны является одним из важнейших объектов в программах исследований Луны. Результаты этих исследований имеют не только научное значение, но и важны с точки зрения практического использования при проектировании автоматических и пилотируемых экспедиций на поверхность Луны.

Одним из направлений исследований Луны в проектах «ЛУНА-ГЛОБ» и «ЛУНА-РЕСУРС», которые создаются в настоящее время для реализации на рубеже текущего и следующего десятилетий, являются исследования динамики пылевых частиц и плазменно-пылевой обстановки вблизи поверхности Луны. С этой целью готовится эксперимент ПмЛ. При создании прибора для регистрации пылевых частиц использован метод измерений, который ранее ещё не использовался в лунных исследованиях. Измерения параметров плазмы в рамках этого эксперимента будут выполняться датчиками, расположенными в зоне возмущений окружающей среды, телом посадочного аппарата. Поэтому результаты измерений, полученные этим прибором, должны быть откорректированы с учётом влияния КА на окружающую среду. Усовершенствованный вариант прибора ПмЛ будет установлен на российском посадочном аппарате «ЛУНА-РЕСУРС». Этот КА будет оснащён штангой с расположенными на ней датчиками параметров плазмы, будут также контролироваться потоки солнечного ветра и отражённых ионов у поверхности Луны.

Авторы выражают благодарность коллективу НПО имени С.А. Лавочкина за содействие в размещении блоков прибора ПмЛ на борту посадочного аппарата и руководству проекта «ЛУНА-ГЛОБ» в ИКИ РАН за содействие в создании и испытании образцов прибора.

Работа выполнена при поддержке Российского фонда фундаментальных исследований (грант № 15-02-05627-А).

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

- Ахматова М.В., Дементьев Б.В., Марков М.Н. Вода в реголите Моря Кризисов («ЛУНА-24»)? // Геохимия. 1978. № 2. С. 285-288.
- Иванов А.В., Назаров М.А. Исследование образцов реголита, доставленных автоматическими станциями серии «ЛУНА» // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2012. № 4. С. 48-52.
- Колесников Е.К., Мануйлов А.С. Расчет напряженности электростатического поля над поверхностью Луны, покрытой монослоем водорода // Астрономический журнал. 1982. Т. 59. С. 996.
- Леонюк А.К., Громов В.В., Дмитриев А.Д., Ложкин В.А. и др. Результаты исследований физико-механических свойств образца лунного грунта в исследовательском боксе в среде азота // Лунный грунт из Моря Изобилия / Ред. А.П. Виноградов. М.: Наука, 1974. С. 563-570.
- Малыхин А.Ю., Скрылёв А.В., Панич А.Е., Свирицкая С.Н. и др. Пути оптимизации свойств пьезо-керамического материала ЦТС-19 // Известия Южного Федерального университета. Технические науки. 2014. С. 213-219.
- Москалева Л.П. Исследование состава пород Луны и планет на космических аппаратах типа «ЛУНА», «МАРС», «ВЕНЕРА» // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2012. № 4. С. 44-47.
- Попель С.И., Голубь А.П., Лисин Е.А., Извекова Ю.Н. и др. Удары высокоскоростных метеороидов и отрыв пылевых частиц от поверхности луны // Письма в ЖЭТФ. 2016. Т. 103, вып. 9. С. 641-646.
- Родэ О.Д., Цимбальникова А., Кольман Б. Исследование супертонкой фракции лунного реголита // Журнал аналит. химии. 1983. Т. 38, № 10. С. 1481.
- Родэ О.Д., Иванов А.В. Распределение частиц по размерам образцов реголита ЛУНА-24 // Астроном. Вестник. 1984. № 18. С. 1-3.
- Слюта Е.Н. Физико-механические свойства лунного грунта // Астроном. Вестник. 2014. Т. 48, № 5. С. 358-382.
- Флоренский К.П., Иванов А.В., Базилевский А.Т. Роль экзогенных факторов в формировании лунной поверхности // Космохимия Луны и планет: сборник. М.: Наука, 1975. С. 439-452.
- Харлоу Ф.Х. Численный метод частиц в ячейках для задач гидродинамики. Вычислительные методы в гидродинамике. М.: Мир, 1967.
- Carrier III W.D., Olhoeft G.R., Mendell W. Physical properties of the lunar surface In: G. Heiken, D. Vaniman, B. French (Eds.). Lunar Sourcebook. Cambridge University Press, New York. 1991. P. 531.
- Criswell D.R., De B.R. Intense localized photoelectric charging in the lunar sunset terminator region, 2. Supercharging at the progression of sunset // J. Geophys. Res. 1977. 82, № 7. P. 1005-1007.
- Colwell J.E., Batiste S., Horanyi M., Robertson S., Sture S. Lunar surface: Dust dynamics and regolith mechanics // Rev. Geophys. 2007. 45. RG2006.
- Berg O.E., Wolf H., Rhee J. Lunar soil movement registered by the Apollo 17 cosmic dust experiment. In Interplanetary Dust and Zodiacal Light, edited by H. Elsasser and H. Fechtig. New York: Springer, 1976. P. 233-237.

Borisov N., Mall U. Charging and motion of dust grains near the terminator of the moon // *Planetary and Space Science*. 2006. Vol. 54. P. 572-580.

Borisov N.D., Zakharov A.V. The influence of the surface conductivity on the local electric fields and the motion of charged dust grains near the Moon // *Planetary and Space Science*. 2015. Vol. 117. P. 295-302.

De B.R., Criswell D.R. Intense localized photoelectric charging in the lunar sunset terminator region, 1, Development of potentials and fields // *J. Geophys. Res.* 1977. 82. P. 999.

Graf J.C. Lunar soils grain size catalog. NASA Reference Publication, Houston, Texas, USA 1265,1993. 466 p.

Grun E., Horanyi M., Sternovsky Z. The lunar environment // *Planetary and Space Science*. 2011. 59. P. 1672-1680.

Feuerbacher B., Anderegg M., Fitton B., Laude L.D., Willis R.F. Photoemission from lunar surface fines and the lunar photoelectron sheath // *Proc. Lunar Sci. Conf.* 3rd. 1972. P. 2655-2663.

Freeman J.W., Fenner M.A., Hills H.K. The Electric Potential of the Moon in the Solar Wind // *J. Geophys. Res.* 1973. 78. P. 4560.

Hess S.L.G. et al. New SPIS capabilities to simulate dust electrostatic charging, transport and contamination of lunar probes // *IEEE Transactions on Plasma Science*. 2015. Vol. 43, № 9. P. 2799-2807.

Horanyi M., Sternovsky Z., Lankton M., Dumont C. et al. The Lunar Dust Experiment (LDEX) onboard the Lunar Atmosphere and Dust Environment Explorer (LADEE) Mission // *Space. Sci. Rev.* 2014. 185. P. 93-113.

Katzan C.M., Edwards J.L. Lunar dust transport and potential interactions with power system components. NASA Contractor Report 4404, 1991.

Kuznetsov I.A., Hess S.L.G., Zakharov A.V., Cipriani F. et al. Preliminary numerical modelling of plasma – Lunar lander interactions in the case of sunrise, in press 2016.

Laul J.C., Rode O.D., Simon S.B., Papike J.J. The lunar regolith: Chemistry and petrology of Luna 24 grain size fractions // *Geochimica et Cosmochimica Acta*. 1987. 51. P. 661-673.

Liu Y., Taylor L. Characterization of lunar dust and synopsis of available lunar simulants // *Planetary and Space Science*. 2011. 59. P. 1769-1783.

Mahmood A., Mitchell J.K., Carrier W.D. Grain orientation in lunar soil // *Proc. Lunar Sci. Conf.* 5th. 1974. P. 2347-2354.

Manka R.H. Plasma and potential at the lunar surface. in: Grard, R.J.L. (Ed.), *Photon and Particle Interactions with Surfaces in Space*. Holland, Dordrecht: D. Reidel Publishing Co., 1973. P. 347-361.

McCoy J.E., Criswell D.R. Evidence for a high latitude distribution of lunar dust // *Proc. Lunar Sci. Conf.*, 5th. 1974. 2991.

McKay D.S., Fruland R.M., Heiken G.H. Grain size and the evolution of lunar soils // *Proceedings, 5th Lunar and Planetary Science Conference*. 1974. P. 887-906.

McKay D.S., Heiken G., Basu A., Blanford G. et al. The lunar regolith. In: G. Heiken, D. Vaniman, B. French. (Eds.). *Lunar Sourcebook*. New York. Cambridge University Press, 1991. P. 286-356.

Mitrofanov I.G., Sanin A.B., Boynton W.V. et al. Hydrogen Mapping of the Lunar South Pole Using the LRO Neutron Detector Experiment LEND // *Science*. 2010. V. 330. P. 483.

Papike J.J., Simon S.B., Laul J.C. The lunar regolith: Chemistry, Mineralogy and Petrology // *Rev. Geophys. Space Phys.* 1982. 20. P. 761-826.

Popel S.I., Kopnin S.I., Golub A.P., Dol'nikov G.G. et al. Dusty Plasma at the Surface of the Moon // *Solar System Research*. 2013. Vol. 47, № 6. 2013. P. 419-429.

Rennilson J.J., Criswell D.R. Surveyor observations of lunar horizon-glow // *Moon*. 1974. 10. P. 121-142.

Severny A.B., Terez E.I., Zvereva A.M. The measurements of sky brightness on Lunokhod-2 // *Moon*. 1975. 14. P. 123-128.

Shoemaker E.M. et al. Surveyor 7 mission report, part 2, Science results // *Tech. Rep.* 1968. 32-1264. P. 9-76.

Stubbs T.J., Vondrak R.R., Farrell W.M. A dynamic fountain model for lunar dust // *Adv. Space Res.* 2006. 37. P. 59-66, doi:10.1016/j.asr.2005.04.048.

Stubbs T.J., Glenar D.A., Farrell W.M., Vondrak R.R. et al. On the role of dust in the lunar ionosphere // *Planetary and Space Science*. 2011. Vol. 59. P. 1659-1664.

Szalay J.R., Horányi M., Colaprete A., Sarantos M. Meteoritic influence on sodium and potassium abundance in the lunar exosphere measured by LADEE // *Geophys. Res. Letters*. 2016. 43, № 12. P. 6096-6102.

Vasil'ev M.B. et al. Radio transparency of circumlunar space using the Luna-19 station // *Cosmic Research*. 1974. Vol. 12. P. 102-107.

Vinogradov A.P. Preliminary data on lunar soil collected by the Luna 20 unmanned spacecraft // *Geochirn. Cosmochirn. Acta*. 1973. 37. P. 721-729.

Vyshlov A.S. Preliminary results of circumlunar plasma research by the Luna 22 spacecraft // *Space Res.* 1976. Vol. 16. P. 945-949.

Willis R.F., Anderegg M., Feuerbacher B., Fitton B. Photoemission and secondary electron emission from lunar surface material, in: *Photon and Particle Interactions With Surfaces in Space*, edited by R.J.L. Grard, D. Reidel. Netherlands, Dordrecht, 1973. P. 389-401.

Zelenyi L.M. Milestones of the Russian Space Science Program for the Decade 2016–2025 // *The Seventh Moscow Solar System Symposium (7MS3)*. Abstracts. 2016.

Zook H.A., McCoy J.E. Large-scale lunar horizon glow and a high altitude lunar dust exosphere // *Geophys. Res. Lett.* 1991. 18. P. 2117-2120.

Zook H.A., Potter A.E., Cooper B.L. The lunar dust exosphere and Clementine lunar horizon glow // *Lunar Planet. Sci.* 1995. 26. P. 1577-1578.

Статья поступила в редакцию 06.10.2016 г.

БЕРИЛЛИЕВЫЕ МАТЕРИАЛЫ В ПРОЕКТАХ НПО ИМЕНИ С.А. ЛАВОЧКИНА



С.А. Лемешевский¹,
кандидат
экономических наук,
pol@laspace.ru;
S.A. Lemeshevskii



Л.Л. Лавочкина¹,
ветеран космонавтики
России,
olga.lavochkina@mail.ru;
L.L. Lavochkina

В статье представлены примеры применения бериллиевых материалов в космических аппаратах НПО имени С.А. Лавочкина. Рассмотрены особенности технологии изготовления узлов из бериллиевых материалов. Дана оценка эффективности использования бериллиевых материалов в ферменных конструкциях, термостабилизаторах, в приводах движения.

Ключевые слова: сплавы бериллия; сварка бериллия; пайка бериллия; термостабилизаторы; КА «АСТРОН»; КА серии «ВЕНЕРА»; приборные платформы.

ВВЕДЕНИЕ

Создание совершенных космических аппаратов невозможно без применения эффективных материалов, к числу которых относятся бериллий и его сплавы.

Эти материалы сочетают в себе целый ряд уникальных характеристик, которые обеспечивают им достойное место в ряду других конструкционных материалов.

Низкая плотность ($\gamma=1850$ кг/м³) и высокий модуль упругости ($E=290$ ГПа) дают бериллию превосходное значение удельного модуля упругости (E/γ), который в шесть раз больше соответствующих параме-

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

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

BERYLLIUM MATERIALS APPLICATIONS IN LAVOCHKIN ASSOCIATION'S PROGRAMS



А.Г. Береснев²,
доктор технических
наук,
info@kompozit-mv.ru;
A.G. Beresnev



М.А. Комаров²,
доктор технических
наук,
info@kompozit-mv.ru;
M.A. Komarov

The article presents the example of beryllium materials applications for spacecraft by Lavochkin Association.

The special features of manufacturing technology of units made of beryllium materials are considered. The efficiency assessment of beryllium materials usage in frame structures, heat stabilizers, actuators units is given.

Key words: beryllium alloys; beryllium welding; beryllium soldering; heat stabilizers; «ASTRON» SC; VENERA-family SC; instrument platforms.

тров для сталей, титановых и алюминиевых сплавов (см. таблицу).

Удельная теплоёмкость бериллия ($C_p=1840$ Дж/(кг×К)) является наивысшей для твёрдых металлов (Чумак Э.И. и др. Теплоёмкость..., 1973).

Указанные выше выдающиеся свойства бериллия сочетаются с высокой температурой плавления (1284°С), достаточно высокой теплопроводностью ($\lambda=159$ Вт/(м×К)) (Чумак Э.И. и др. Теплопроводность..., 1973), низким коэффициентом линейного термического расширения ($\alpha=11,8 \times 10^{-6}$ К⁻¹), высокой

² ОАО «Композит», Россия, Московская область, г. Королёв.

OJS «Kompozit», Russia, Moscow region, Korolev.

таблица – Сравнительные характеристики материалов (Береснев А.Г. и др., 2011)

материал	плотность γ , кг/м ³	модуль упругости E , ГПа	удельный модуль упругости E/γ , ГПа м ³ /кг
бериллий	1850	290	$156,7 \times 10^3$
титан	4500	112	$24,8 \times 10^3$
алюминий	2690	67	$24,8 \times 10^3$
сталь	7800	210	$26,9 \times 10^3$

размерной стабильностью. К недостаткам бериллия следует отнести его низкую пластичность и ударную вязкость.

Конструкционные сплавы системы алюминий–бериллий АБМ-1, АБМ40 обладают высокой технологической пластичностью, хорошо свариваются, по механическим свойствам находятся на уровне высокопрочных алюминиевых сплавов, но благодаря более низкой плотности (2250–2350 кг/м³) и более высокому модулю упругости (135–145 ГПа) значительно превосходят их по характеристикам удельной прочности и удельной жёсткости (История..., 2007, с. 94).

Потенциальные возможности бериллиевых материалов были использованы на практике при изготовлении конструктивных элементов в проектах космических аппаратов НПО имени С.А. Лавочкина (Хартов В.В. и др., 2010). Рассмотрим примеры применения бериллиевых материалов в штатных и экспериментальных изделиях. Изделия из бериллиевых материалов изготавливались на специализированных предприятиях, располагающих необходимой базой для обработки токсичного бериллия.

1. Бериллиевые термостабилизаторы

Стабилизация температуры приборов в аппаратах ближнего и дальнего космоса обеспечивает достоверность получаемой информации.

Бериллий может использоваться в следующих системах: пассивные стабилизаторы температуры в виде внешних оболочек приборов, теплообменники трубчатые, многослойные, плоские, массивные теплоёмкие блоки для термостабилизации отсеков.

Наиболее эффективно термостабилизаторы из бериллия применялись в космических аппаратах разработки НПО имени С.А. Лавочкина для исследования дальнего космоса (изготовители ОАО «Композит», ФГУП «Базальт»). Начиная с космической станции «ВЕНЕРА-5», бериллий является материалом, обеспечивающим работоспособность научных приборов спускаемых аппаратов в экстремальных условиях планеты Венера. В аппарате «ВЕНЕРА-5» было использовано всего несколько деталей из бериллия, а в последующих аппаратах количество бериллиевых термостабилизаторов было увеличено до 150 штук. Детали имели разнообразную конфигурацию, изготавливались механической обработкой из горяче-

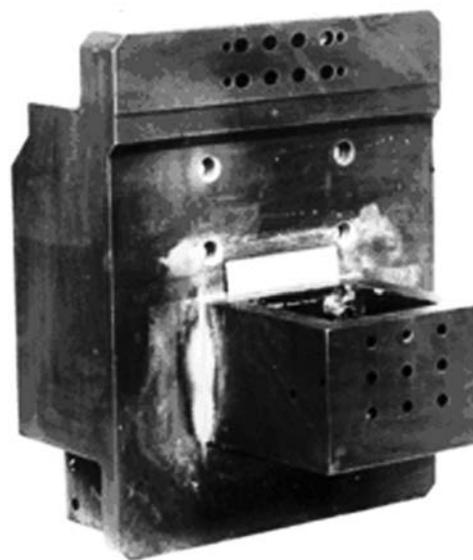
прессованных блоков бериллия марки ТГП56. Применение бериллия позволило увеличить в три–пять раз ресурс работы приборов на траектории спуска и на поверхности планеты Венера. Подобные узлы использовались в грунтозаборном устройстве для исследования Луны.

Массивные термостабилизаторы в виде блоков массой до 20 кг устанавливались на околоземных космических аппаратах типа 71Х6, «Астрон» (Боярчук А.А. и др., 2013; Мошнев А.А. и др., 2014) и обеспечивали сокращение времени выхода на рабочий режим и последующую стабилизацию температуры в приборном отсеке. Конфигурация бериллиевых блоков конструировалась исходя из оптимизации компоновки в отсеке.

На рисунке 1 показаны типовые узлы термостабилизаторов.



а



б

а – детали аппаратов серии «ВЕНЕРА»; **б** – паяный блок.

рисунк 1. Бериллиевые термостабилизаторы

2. Ферменные конструкции

Высокий модуль упругости бериллиевых материалов наиболее полно реализуется в пространственных ферменных конструкциях.

Алюминиево-бериллиевые сплавы типа АБМ-1 и АБМ-40 широко применялись при изготовлении трубчатых ферм (изготовитель ОАО «Композит») для космических станций «ВЕНЕРА-8»–«ВЕНЕРА-16» и спутников типа «АСТРОН», 71Х6. Фермы предназначались для крепления панелей солнечных батарей и представляли собой сварные трубчатые кронштейны (рисунок 2).

В период принятия решения о применении сплава АБМ-1 в сварных трубчатых узлах ферм опыта сварки не было. Потребовалось проведение исследований по разработке технологии сварки кольцевых швов и изучению свойств сварных соединений. Было установлено, что применение стандартных приёмов сварки не даёт положительных результатов. В кольцевых швах сплава АБМ-1 образовывались дефекты в месте перекрытия кольцевого шва при окончании сварки, резко снижающие прочность сварных соединений труб (Комаров М.А. и др., 1972). Был разработан прием сварки, заключающийся в применении специальных теплопроводов, устанавливаемых на свариваемых трубах, и регламентированном снижении тепловложения при перекрытии сварного шва и окончании сварки. Разработанный процесс обеспечил равнопрочность сварных соединений в различных участках кольцевого шва и высокое абсолютное значение прочности сварных соединений.

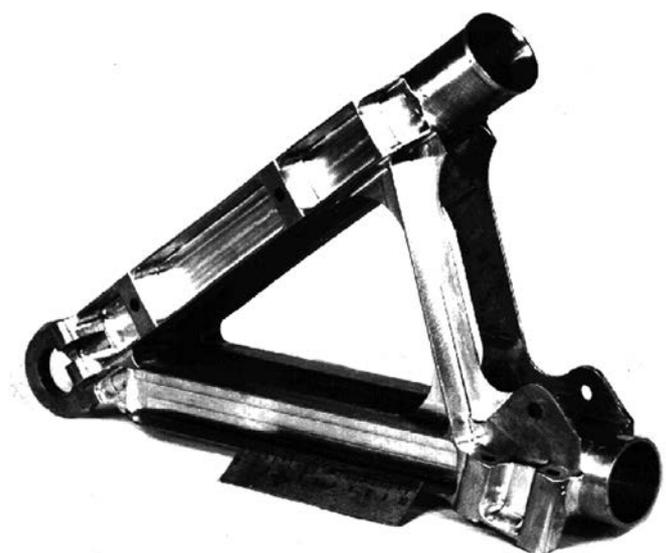
Комплексное изучение свойств сварных соединений дало следующие результаты (Комаров М.А. и др., 1971): прочность сварных соединений в диапазоне температур от -196 до $+100^{\circ}\text{C}$ изменяется незначительно и фиксируется на уровне 320–345 МПа, что примерно на 25% ниже, чем у основного материала; при 400°C прочность сварных соединений и основного металла сравнивается (примерно 50 МПа). Усталостные испытания сварных плоских и трубчатых образцов показали, что предел ограниченной выносливости на базе 10^6 находится на уровне 50 МПа, а предел статической выносливости на базе 2000 циклов составляет 290 МПа, что, как и при статических испытаниях, меньше на 25%, чем у основного металла.

При изготовлении данных конструкций были применены процессы аргонодуговой сварки труб из сплавов АБМ-1, АБМ40 между собой, с массивными деталями, изготовленными механической обработкой и со стандартными алюминиевыми сплавами.

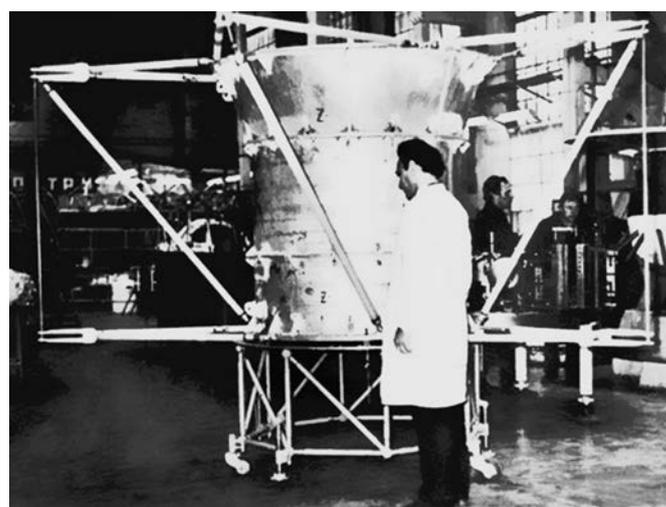
В состав кронштейнов входило более 15 труб диаметром от 20 до 40 мм с толщиной стенки 1,5–2,5 мм и 6 механически обработанных деталей из поковок.



а



б



в

а – сварные узлы;
б – кронштейн;
в – фермы на сборке с аппаратом.

рисунок 2. Фермы из сплава АБМ-1

В обеспечение монтажной сборки ферменных узлов аппаратов 71Х6 был разработан процесс получения выдавленных биметаллических труб из сплава АБМ1 с законцовками из стандартных алюминиевых сплавов. Это позволило выполнять финишные операции механической обработки перед сборкой и сварку труб с алюминиевыми узлами ферм в цехах общего назначения.

Разработанные конструкции кронштейнов крепления солнечных батарей имеют высокую жёсткость, что позволяет уменьшить нежелательные колебания космических аппаратов при манёврах. Одновременно достигается снижение массы деталей на 25–40% по сравнению со сплавами алюминия.

При разработке проекта экспедиции на Марс с доставкой его грунта на Землю (НПО имени С.А. Лавочкина) рассматривалось применение бериллия для элементов фермы тормозного зонтичного устройства. Бериллиевые узлы в виде двухсекционных трубчатых стержней предназначались для применения в качестве спиц раскрываемого зонта. В раскрытом состоянии бериллиевые стержни имели длину более 3 м.

Бериллий был единственным материалом, на котором благодаря его свойствам удалось спроектировать оптимальное устройство по массе и конструктивным критериям. Конструктивно спица представляла собой телескопически раздвигаемый стержень. В транспортном состоянии секция меньшего диаметра находилась внутри наружной секции в собранном состоянии. Образованная секциями герметичная полость заполнялась газом до давления 30 атмосфер, т.е. представляла собой сосуд высокого давления. В заданное время должен открываться замок, и внутренняя секция под давлением перемещается внутри наружной до фиксации шариковым замком.

В обеспечение создания этой конструкции потребовалось разработать ряд новых процессов обработки. В качестве материала секций были выбраны выдавленные прутки из технического бериллия ТВ56.

Первым вопросом было изготовление бериллиевых деталей необходимой формы. Опробование технологии изготовления высокоточных цилиндров из толстостенной трубной заготовки не дало положительных результатов, так как при обработке внутренней поверхности расточная головка повторяет отклонения оси исходной трубы от прямолинейности.

Было принято решение использовать прутки и путём многоступенчатой обработки обеспечить требуемую геометрию детали.

Также была разработана новая технология прецизионной механической обработки, включающая трепанирование, с использованием специальных головок, размещённых на стальном трубчатом валу, устройств для отвода стружки, специальный инструмент и режимы обработки.

Вторым принципиальным вопросом был способ соединения бериллиевых деталей между собой и с титановыми деталями. В результате проведённых исследований в качестве припоя для пайки компонентов был выбран алюминий. Алюминий не образует интерметаллических соединений с бериллием и имеет широкую область твёрдых растворов с титаном. Для предотвращения нежелательного растекания алюминия за пределы паяного соединения было применено барьерное покрытие из гальванического хрома.

Свойства паяных соединений изучались на плоских образцах и трубчатых имитаторах. Прочность плоских паяных соединений находилась на уровне 60–105 МПа. Трубчатые имитаторы паяных соединений бериллия с бериллием и титаном при длине нахлестки 15 мм разрушаются по основному материалу за пределами паяного соединения. Расчётные напряжения на срез в паяном шве находились на уровне 30 МПа.

Так как в разработанной конструкции бериллий должен был работать под внутренним давлением, возникла необходимость оценить работоспособность хрупкого бериллия в условиях двухосного напряжённого состояния (*Крапотин В.Н. и др., 1973*). Были спроектированы, изготовлены и испытаны имитаторы в виде цилиндров с фланцами (диаметр 70 мм, толщина стенки 2 мм) при нагружении внутренним гидравлическим давлением. Комплекс испытаний показал, что имитаторы с гладкой стенкой разрушаются при давлении 160–200 атмосфер, при этом расчетное напряжение в стенке находится на уровне 280–340 МПа, что соответствует прочности материала прутков в поперечном направлении. Имитаторы с паяными соединениями бериллия с бериллием и бериллия с титаном разрушались при внутреннем давлении от 100 до 220 атм. Разрушение всех имитаторов носило осколочный характер.

Таким образом, была подтверждена принципиальная возможность создания из бериллия конструкций для работы под внутренним давлением, что позволило обоснованно приступить к изготовлению экспериментальных изделий, опираясь на следующие разработки:

- изготовление цилиндров из прутков путём трепанирования и расточной обработки;
- пайка бериллиевых узлов с бериллиевыми цилиндрами алюминиевым припоем в вакууме с применением технологического медного покрытия;
- пайка бериллиевых цилиндров с титановыми узлами алюминиевым припоем в вакууме.

На рисунке 3 показаны узлы паяных стержней из бериллия.

Для обеспечения теплового баланса на одну сторону стержней наносилось гальваническое покрытие из блестящего никеля, а другая сторона анодировалась в чёрный цвет.

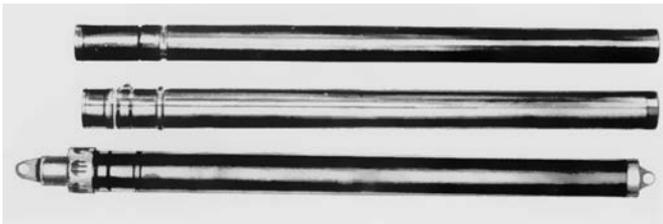


рисунок 3. Стержни зонтичного устройства из бериллия

Комплекс проведённых наземных прочностных и функциональных испытаний натурных стержней полностью подтвердил правильность выбранных конструктивных и технологических решений. Испытания на внутреннее давление до разрушения показали, что разрушающее давление превышает рабочее (30 атм) более чем в 2,5 раза. Испытания на осевую нагрузку показали, что стержни в рабочем состоянии выдерживают напряжение, в два раза превышающее необходимое для функционирования стержней в составе зонтичного устройства.

Таким образом, впервые была продемонстрирована возможность изготовления из бериллия конструкции, работоспособной в условиях сложнапряжённого состояния.

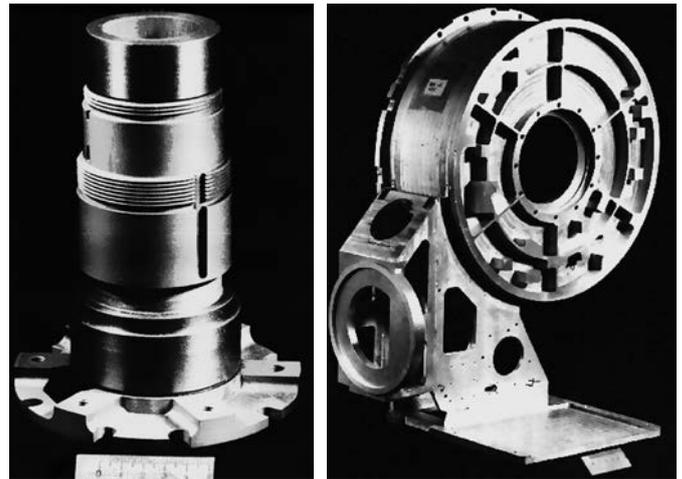
3. Приводы движения

В проекте экспедиции к комете Галлея (*Зелёный Л.М. и др., 2015*) к космическому аппарату серии «Венера» предусматривалось присоединить двухкоординатное устройство перемещения блока выносных приборов. Один из вариантов устройства изготавливался в герметичном исполнении из сплава АБМ-1 и состоял из узла крепления устройства к аппарату и двух приводов, размещённых в двух цилиндрических корпусах.

Всего в устройстве было шесть сварных узлов, выполненных автоматической электронно-лучевой (для толщин более 4,0 мм) и аргонодуговой сваркой. Использовались листовые и кованные заготовки. Для изготовления тонкостенного (толщина 1,5 мм) узла крепления к аппарату применяли листовую штамповку, гибку и химическое фрезерование и автоматическую аргонодуговую сварку (*Комаров М.А. и др., 1971*). Электронно-лучевую сварку применяли для прямолинейных и кольцевых швов соединения деталей приводов (толщина 4–5 мм) (*Комаров М.А. и др., 1977*).

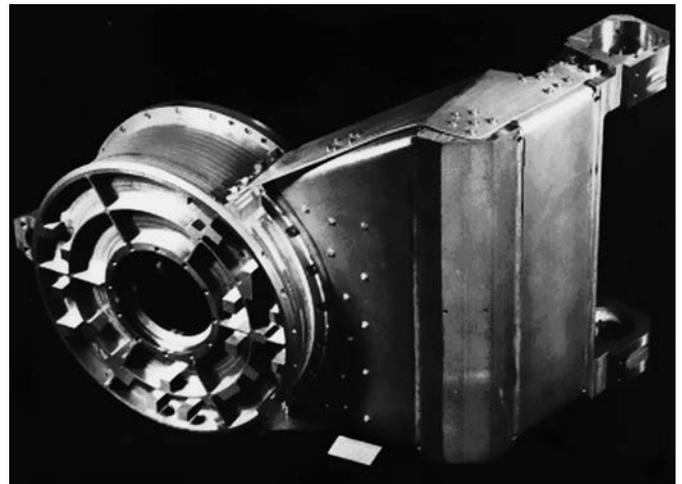
Валы изготавливались путём электронно-лучевой сварки двух деталей, к которым предварительно припаивались стальные втулки, предназначенные для создания магнитожидкостного уплотнения вала с корпусом.

По разработанным процессам было изготовлено шесть комплектов узлов из сплава АБМ-1 (рисунок 4).

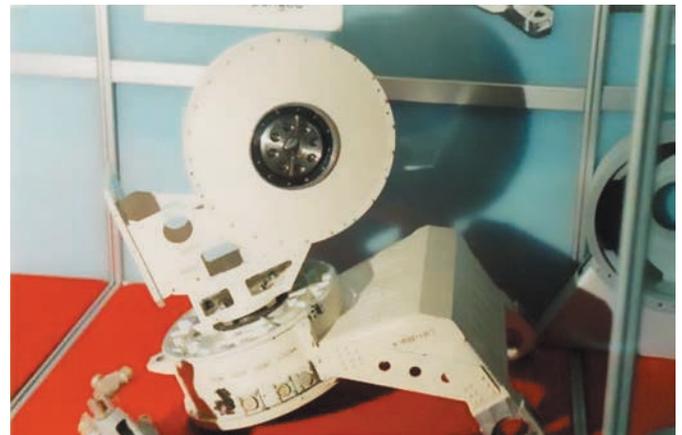


а

б



в



г

а – сварной вал с припаянными стальными кольцами; **б, в** – сварные корпуса; **г** – привод в сборе.

рисунок 4. Детали привода из сплава АБМ-1

Проведённый комплекс наземных испытаний показал, что выбранный материал, конструктивное оформление и технологические процессы изготовления узлов обеспечивают сканирование выносного блока приборов по двум координатам в заданном диапазоне параметров.

4. Приборные платформы

Приборные платформы предназначены для установки на космических аппаратах измерительных и информационных устройств, взаимные координаты которых должны сохраняться в процессе вывода на орбиту и в эксплуатационных условиях.

Бериллий является лучшим материалом для этой цели, так как обладает хорошей размерной стабильностью, высоким модулем упругости, а высокая удельная теплоёмкость в сочетании с хорошей теплопроводностью способствует быстрому выравниванию температуры в пределах платформы. Одновременно с повышением точностных параметров уменьшается масса платформ.

В связи со значительными габаритами платформ использовать стандартные горячепрессованные блоки (ТПП 56) не представлялось возможным. По заданию изготовителей продукции на металлургическом заводе были разработаны процессы изготовления крупногабаритных бериллиевых заготовок непосредственно штамповкой порошка (ТШП 56) (*Savchuk V. et al.*, 2009). В результате проведённых исследований характеристик таких заготовок, показано, что материал, полученный по новой технологии, не уступает по свойствам горячепрессованным заготовкам: $\sigma_b=318-352$ МПа, $\sigma_{0,005}=117-125$ МПа, $\delta=1,0-1,4\%$.

Основным процессом изготовления бериллиевых платформ (рисунок 5) является механическая обработка. При разработке технологии механической обработки основная задача заключалась в достижении максимальной симметричности съёма металла во избежание деформаций из-за остаточных напряжений. С этой же целью применялась многократная стабилизирующая обработка в сочетании с удалением поверхностного слоя путём травления. После финишной термической обработки проводилось травление и химическая пассивация поверхности для защиты от атмосферной коррозии. Одновременно этим решалась задача предотвращения нежелательного контакта персонала с бериллием при операциях сборки.

Расчёты показывают, что применение бериллиевых платформ даёт повышение на 15% точности позиционирования приборов с соответствующим результатом по качеству получаемой и передаваемой на Землю информации. Наряду с этим масса бериллиевых платформ меньше на 25–30% по сравнению с платформами тех же габаритов из алюминиевых или титановых сплавов.

Приведённые выше примеры использования бериллиевых материалов в конструкциях различного назначения дают возможность рассматривать бериллиевые материалы в качестве эффективных конкурентов традиционных конструкционных металлических сплавов.

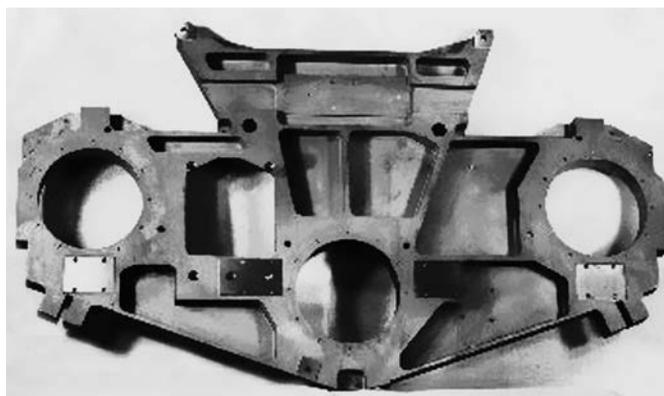


рисунок 5. Приборные платформы из бериллия

Рассмотренные выше результаты работ с бериллиевыми материалами являются частью 40-летнего опыта работы специализированного подразделения ОАО «Композит» и имеют целью обратить внимание новых поколений разработчиков изделий на материалы, способные обеспечить достижение принципиально значимых характеристик сложной космической техники.

Основными участниками указанных в статье работ являлись следующие сотрудники:

от ОАО «Композит» (ранее ЦНИИМВ) – В.И. Бельковский, М.А. Комаров, И.В. Милов, Б.Г. Бармашенко, Т.С. Деньщикова, Л.С. Гитарский, В.С. Горелов, Н.Н. Каратыгина, А.Д. Кончус, В.С. Сизенев, Б.Н. Елаков, В.В. Сметанников, И.Н. Шиганов, Н.М. Шешеро, Е.В. Выговский, Б.А. Беликов и др.

от ФГУП «НПО имени С.А. Лавочкина» – Л.Л. Лавочкина, Т.И. Хапудина, А.К. Большаков, Т.И. Малинкина, С.Н. Феферман, С.С. Горюнова, А.В. Долгих, М.Ф. Ильясов и др.



рисунок 6. Примеры применения бериллиевых материалов

В настоящее время бериллиевое подразделение ОАО «Композит» продолжает наращивать свой научный и производственный потенциал, выполняет заказы предприятий ГК «Роскосмос» и ГК «Росатом», участвует в крупных международных проектах (Большой Адронный Коллайдер, ИТЕР), сотрудничает с зарубежными заказчиками из КНР, Германии.

В виду разработки проекта создания собственного бериллиевого производства в Российской Федерации становится актуальным вопрос использования накопленного опыта применения бериллия в новых разработках перспективной техники.

список литературы

Береснев А.Г., Комаров М.А. Внешнеэкономическая деятельность ОАО «Композит» // Сайт ОАО «Композит», 2011. URL: <http://kompozit-mv.ru/index.php/ru/o-predpriyatii/vneshneekonomicheskaya-deyatelnost08062016> (дата обращения: 08.06.2016).

Боярчук А.А., Мошечев А.А. 30 лет первой отечественной астрофизической станции «АСТРОН» // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2013. № 3. С. 3-7.

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

История авиационного материаловедения / Под ред. акад. Е.Н. Каблова. М.: Наука, 2007. 344 с.

Комаров М.А., Гитарский Л.С., Лобжанидзе А.В., Сметанников В.В. Свойства сварных соединений алюминий-бериллиевого сплава // Сварочное производство. 1971. № 9.

Комаров М.А., Лобжанидзе А.В. Химическая неоднородность сварных соединений алюминий-бе-

риллиевого сплава // Физика и химия обработки материалов. 1972. № 3.

Комаров М.А., Шиганов И.Н. Электронно-лучевая сварка сплавов системы алюминий-бериллий-магний // Автоматическая сварка. 1977. № 4.

Крапотин В.Н., Усачев А.Н., Васильев О.А. Исследование конструктивной прочности различных сортов бериллия // Бериллий и его сплавы: сб. ГОНТИ 1. 1973. Вып. 2. С. 70-76.

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

Хартов В.В., Зелёный Л.М., Долгополов В.П., Ефанов В.В. и др. Новые российские лунные автоматические космические комплексы (к 45-летию космической деятельности НПО им. С.А. Лавочкина и 40-летию КА «ЛУНА-16» и КА «ЛУНА-17») // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2010. № 4. С. 5-12.

Чумак Э.И., Лавочкина Л.Л., Канчев О.Д., Бельковский В.И. Теплоёмкость металлокерамического бериллия в интервале температур от 77 до 1100 К // Бериллий и его сплавы: сб. ГОНТИ 1. 1973. Вып. 2. С. 120-124.

Чумак Э.И., Лавочкина Л.Л., Канчев О.Д., Бельковский В.И. Теплопроводность промышленных сортов бериллия // Бериллий и его сплавы: сб. ГОНТИ 1. 1973. Вып. 2. С. 115-119.

Savchuk V., Zorin B., Maslennikov O., Yavonov A. Research of pressing process for large-sized beryllium billets // Proceedings of the 9th IAE International Workshop on Beryllium Technology BeWS9, September 15-17, 2009. P. 31-39.

Статья поступила в редакцию 08.06.2016 г.

АНАЛИЗ УСТОЙЧИВОСТИ ОРБИТ ИСКУССТВЕННЫХ СПУТНИКОВ ЛУНЫ И ВЫБОР КОНФИГУРАЦИИ ЛУННОЙ НАВИГАЦИОННОЙ СПУТНИКОВОЙ СИСТЕМЫ

MOON ARTIFICIAL SATELLITE ORBITS STABILITY ANALYSIS AND LUNAR NAVIGATION SATELLITE SYSTEM CONFIGURING



Е.С. Гордиенко¹,
аспирант,
gordienko.evgenyu@gmail.com;
E.S. Gordienko



В.В. Ивашкин²,
доктор физико-
математических наук,
ivashkin@keldysh.ru;
V.V. Ivashkin



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

Важными вопросами, возникающими при построении лунной навигационной орбитальной системы, являются анализ устойчивости орбит искусственных спутников Луны и выбор конфигурации спутниковой системы. В статье представлены результаты анализа влияния различных комбинаций возмущений на эволюцию орбит искусственных спутников Луны. Предложена методика анализа эволюции таких орбит, определены общие области устойчивости рассматриваемых орбит искусственного спутника Луны и оценены характеристики качества выбранных орбитальных группировок спутниковых систем.

Ключевые слова:

*лунная навигационная орбитальная система;
космический аппарат;
орбита вокруг Луны;
устойчивость орбитальной группировки.*

The analysis of the Moon artificial satellite orbits stability and satellite system configuring are important questions of lunar orbital navigational system development. The article analyses the influence of different combinations of perturbations on Moon artificial satellite's orbits evolution; the method of Moon artificial satellite's orbital evolution analysis is offered; general stability regions of Moon artificial satellite's orbits are defined and the quality characteristics of the selected orbital groups of the satellite system are evaluated.

Key words:

*lunar navigation orbital system;
spacecraft;
lunar orbit;
orbital group stability*

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

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

Введение

В ряде задач освоения Луны возникает необходимость создания устойчивых систем искусственных спутников вокруг этого небесного тела. Примером может служить лунная навигационная орбитальная система (Болкунов А.И. и др., 2012). Космические аппараты (КА), входящие в её состав, должны располагаться на высоких околокруговых орбитах, имеющих значительное наклонение. Также предполагается, что эти спутники смогут выполнять задачи связи, ретрансляции и дистанционного зондирования. Потребителями такой информации могут стать разрабатываемые в России КА «ЛУНА-РЕСУРС», «ЛУНА-ГЛОБ» и «ЛУНА-ГРУНТ» (Хартон В.В. и др., 2010; Хартон В.В., 2011; Хартон В.В., 2015; Зелёный Л.М. и др., 2014).

Энергетические затраты на доставку КА на требуемые окололунные высокие круговые орбиты оценены в статье (Гордиенко Е.С. и др. Анализ..., 2016), где представлены результаты выбора траекторий перелёта, позволяющих обеспечить максимум полезной нагрузки.

В настоящей работе рассматриваются вопросы устойчивости орбит искусственных спутников Луны (ИСЛ), выбора конфигурации спутниковой системы (СС), обеспечивающей полный (n -кратный) обзор поверхности Луны. Предлагается возможный вариант методики, позволяющей определить границы областей устойчивости орбит ИСЛ для разных дат, соответствующих различным положениям Луны, Земли и Солнца.

Вопрос выбора параметров орбитальной структуры важен для увеличения срока активного существования (САС) орбитальной группировки (ОГ), т.е. осуществления её базовых функций, таких, как решение навигационных и информационных задач. Поэтому вопросу устойчивости орбитальной группировки ОГ уделяется особое внимание.

1. Постановка задачи анализа устойчивости орбит ИСЛ

Для минимизации затрат топлива на поддержание параметров орбит в заданном диапазоне (например, высоты и наклонения) рекомендуется выбирать их начальные значения таким образом, чтобы дальнейшее их изменение было незначительным на всём интервале активной эксплуатации системы.

В качестве начальных условий зададим следующие:

- из анализа трёхимпульсного перехода на орбиты ИСЛ (Гордиенко Е.С. и др. Анализ..., 2016) выбираем n дат и соответствующие им траектории подлёта к Луне и трёхимпульсного перехода на орбиты ИСЛ, а также времена перехода на орбиты ИСЛ t_0 ;

- задаёмся начальными величинами параметров орбиты: долготой восходящего узла Ω_0 , большой полуосью a_0 , эксцентриситетом $e_0=0$ и наклонением i_0 .

Величина долготы восходящего узла выбирается из следующего набора значений: $\Omega_0 \in \{30^\circ, 90^\circ, 150^\circ, 210^\circ, 270^\circ, 330^\circ\}$, а большая полуось a_0 и наклонение i_0 – из соответствующих им диапазонов: $a_0 \in [4; 9]$ тыс. км, $i_0 \in [45^\circ; 135^\circ]$, при этом шаг по $\Delta a_0 = 100$ км, а по $\Delta i_0 = 1^\circ$.

Определим условное время существования КА T^y как интервал времени между моментом начала эволюции t_0 и моментом времени $t_{1\%}$, когда вековой уход по большой полуоси спутника превысит величину 1%: $T^y = t_{1\%} - t_0$. Исходя из следующих выкладок:

$$T = 2\pi \sqrt{\frac{a^3}{\mu_M}}, \quad \delta T = \frac{3}{2} T \frac{\delta a}{a}, \quad \frac{\delta a}{a} = \frac{2}{3} \frac{\delta T}{T}, \quad (1)$$

делаем вывод о том, что изменение большой полуоси КА на 1% соответствует изменению периода обращения КА T на 1.5%, т.е. $\Delta a_0/a_0 = 0.01 \rightarrow \Delta T_0/T_0 = 0.015$.

Условное время существования КА T^y рассчитывается на основании интегрирования системы дифференциальных уравнений, учитывающих влияние гравитационных полей Земли, Солнца, а также нецентральности гравитационного поля Луны (8×8), с учётом заданных начальных условий: большая полуось a_0 и наклонение i_0 круговой орбиты, долгота восходящего узла Ω_0 .

Критерием выбора параметров орбиты является максимизация условного времени существования КА T^y :

$$T^y \rightarrow \max. \quad (2)$$

Основное конечное условие: введём величины относительного изменения радиусов пери- и апо-селения как $\Delta r_\pi/a_0 = (r_\pi - r_{\pi 0})/a_0$, $\Delta r_a/a_0 = (r_a - r_{a 0})/a_0$. Момент времени $t_{1\%}$ наступает тогда, когда перестаёт выполняться хотя бы одно из условий: $\Delta r_\pi/a_0 < 0.01$, $\Delta r_a/a_0 < 0.01$. Таким образом, ограничим область поиска комбинаций возможных орбит путём отбрасывания орбит с быстрым ростом эксцентриситета. Это снизит затраты на проведение коррекций орбиты с целью уменьшения эксцентриситета.

Дополнительное конечное условие: для уменьшения временных затрат при расчётах в качестве условия принудительного завершения интегрирования выбран момент времени существования КА, когда $T^y \geq 10$ лет.

2. Модель поля и уравнения движения КА при учёте возмущений

Движение КА на орбитах вокруг Луны моделируется в рамках задачи четырёх тел (КА, Луна с учётом её нецентральности в разложении в ряд 8×8 , Земля

и Солнце) и определяется численным интегрированием системы дифференциальных уравнений движения точки в невращающейся селеноцентрической геоэквиаториальной системе прямоугольных координат $OXYZ$. При этом используется среднее равенство и средний геоэквиатор стандартной эпохи J2000.0. Дифференциальные уравнения, описывающие движение КА, имеют вид

$$\frac{d^2\mathbf{r}}{dt^2} = -\frac{\mu_M}{r^3}\mathbf{r} + \sum_{i=1}^2 \mu_i \left(\frac{\mathbf{r}_i - \mathbf{r}}{|\mathbf{r}_i - \mathbf{r}|^3} - \frac{\mathbf{r}_i}{r_i^3} \right) + \mathbf{a}_M, \quad (3)$$

где \mathbf{r} – селеноцентрический радиус-вектор КА; μ_i и \mathbf{r}_i – гравитационные параметры и радиус-векторы возмущающих небесных тел, причём возмущение соответствует при $i=1$ притяжению Земли, а при $i=2$ – притяжению Солнца; $\mathbf{a}_M = \{a_{Mx}, a_{My}, a_{Mz}\}$ – возмущающее ускорение, вызванное нецентральностью поля тяготения Луны в разложении в ряд (8×8) .

Векторы состояния Луны и Солнца определяются из табличных эфемерид DE-405 (*Standish E.M.*, 1998). Используются следующие значения констант: $\mu_E = 398600.4481 \text{ км}^3/\text{с}^2$; $\mu_M = 4902.79914 \text{ км}^3/\text{с}^2$; $\mu_S = 1.32712439935 \times 10^{11} \text{ км}^3/\text{с}^2$. Эфемеридная поправка Δt (TDB-UTC) принята равной 68.184 с.

3. Анализ влияния различных комбинаций возмущений на эволюцию орбит ИСЛ

В ходе полёта КА на его движение по орбитам вокруг Луны влияют различные возмущения. Анализ уравнений (3) показывает, что выделить преобладающие представляется довольно сложной задачей. Рассмотрим влияние различных комбинаций возмущений на эволюцию параметров орбит КА. Для наглядности анализа условные времена существования T^y будем отображать с помощью карт изолиний на плоскости параметров $[a_0, i_0]$, где времена существования T^y будем отмечать точками соответствующего цвета.

Рассмотрим комбинации возмущений, влияющих на движение КА.

1. Центральное поле Луны.
2. Восемь гармоник модели гравитационного поля Луны.
3. Центральные поля Луны и Земли.
4. Центральные поля Луны и Солнца.
5. Восемь гармоник модели гравитационного поля Луны и центральное поле Земли.
6. Центральные поля Луны, Земли и Солнца.
7. Восемь гармоник модели гравитационного поля Луны и центральное поле Солнца.
8. Восемь гармоник модели гравитационного поля Луны и центральных полей Земли и Солнца.

Анализ был проведён для шести вариантов долгот восходящего узла: $\Omega_0 = \{30^\circ, 90^\circ, 150^\circ, 210^\circ, 270^\circ, 330^\circ\}$. В качестве примера рассмотрим орбиты с долготой восходящего узла $\Omega_0 = 270^\circ$. Время начала расчёта эволюции орбит ИСЛ принято равным $t_0 = 05.05.2016 \text{ 05:22:58 (UTC)}$. Оно соответствует взаимным положениям Земли на орбите вокруг Солнца v_{ES} и Луны на орбите вокруг Земли v_{ME} , представляющим собой углы истинной аномалии. В рассматриваемый момент времени углы равны $v_{ES} = 120^\circ$, $v_{ME} = 0^\circ$, $\alpha = 170.18^\circ$, где α – угол между направлениями Луна – Солнце и Луна – Земля (угол Солнце – Луна – Земля).

Рассмотрим графические интерпретации каждой из комбинаций отдельно. При этом исключим из рассмотрения случаи 1 и 4 и поясним наше решение:

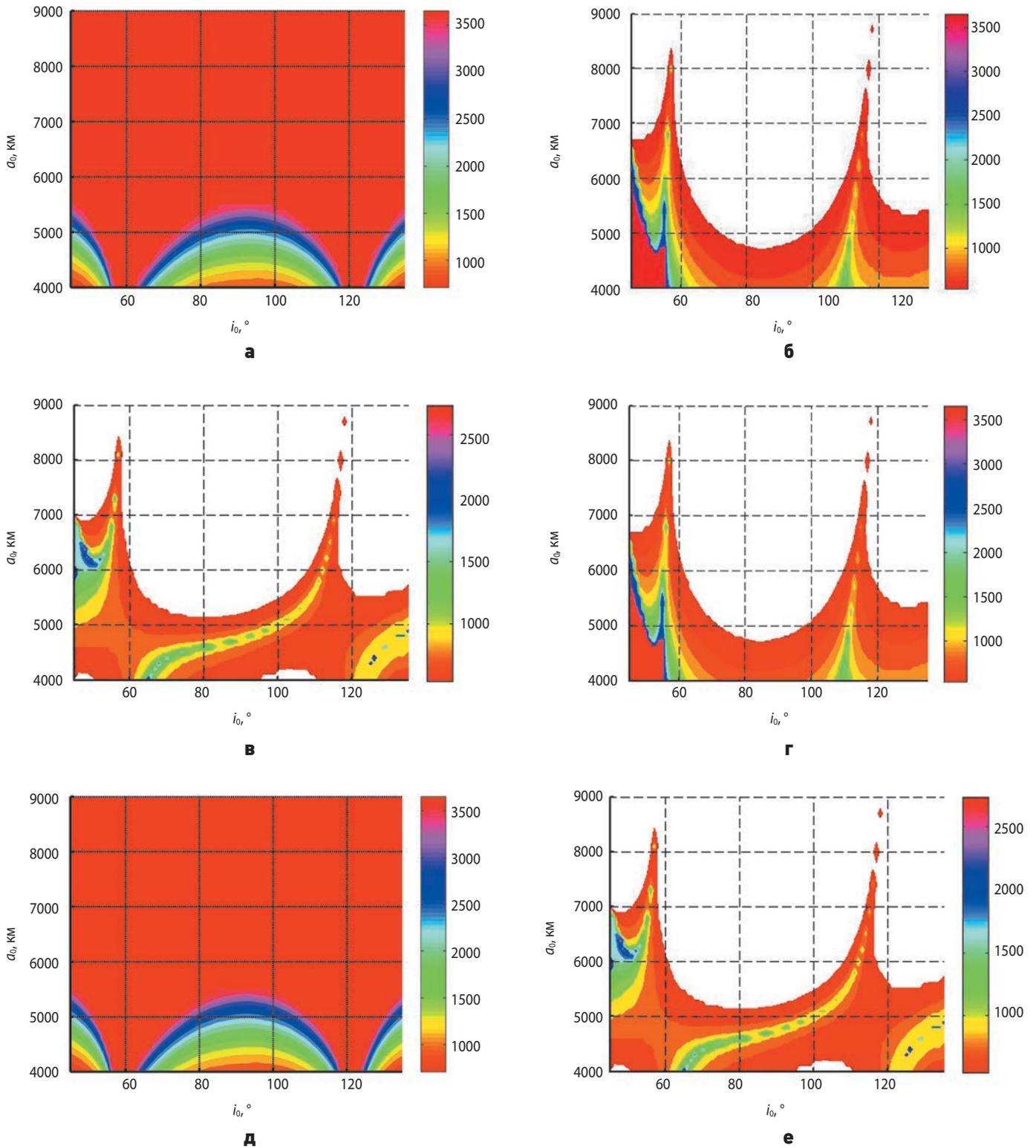
1 – движение КА в центральном поле Луны представляет собой кеплеровское движение КА вокруг Луны, при котором спутник способен сохранять все свои параметры стабильными бесконечно долгое время;

4 – при анализе движения КА под действием центральных полей Луны и Солнца выяснилось, что для любых пар (a_0, i_0) условное время существования КА T^y превышает 10 лет. Это говорит о том, что центральное поле Солнца незначительно влияет на траекторию движения КА.

На рисунке 1 изображены карты изолиний условного времени существования КА T^y (дн) на плоскости параметров $[a_0, i_0]$ для долготы восходящего узла $\Omega_0 = 270^\circ$. Анализ рисунка 1а показывает, что учёт нецентральности гравитационного поля Луны приводит к появлению двух областей устойчивости в окрестности наклонений $i_0 = \{60^\circ, 120^\circ\}$. Гармоники поля Луны существенным образом изменяют траектории полёта спутников, движущихся по орбитам со значениями наклонений и больших полуосей из диапазонов $i_0 \in [45^\circ, 57^\circ) \cup (63^\circ, 118^\circ) \cup (124^\circ, 135^\circ]$ и $a_0 \in [4, 5.5]$ тыс. км. Для орбит с величинами больших полуосей более 5.5 тыс. км при любых наклонениях i_0 нецентральность поля Луны практически не влияет на эволюцию параметров орбит ИСЛ и условное время существования T^y становится более 10 лет.

Учёт возмущений от поля Земли приводит к появлению области устойчивости в диапазонах наклонений $i_0 \in [45^\circ, 59^\circ)$ и больших полуосей $a_0 \in [4, 6.5]$ тыс. км (рисунок 1б), а также к наличию «хребтов» условного времени существования T^y в диапазонах наклонений $i_0 \in [58^\circ, 60^\circ] \cup [110^\circ, 118^\circ]$.

Для комбинации 5 (рисунок 1в) существуют следующие три области устойчивости на плоскости наклонений и больших полуосей: для $T^y > 4$ лет $i_0 \in [45^\circ, 53^\circ)$, $a_0 \in (5.8, 6.8)$ тыс. км; для $T^y > 3.5$ лет $i_0 \in [64^\circ, 81^\circ)$, $a_0 \in [4, 4.6)$ тыс. км; для $T^y > 3$ лет $i_0 \in (123^\circ, 135^\circ]$, $a_0 \in [4, 5.9)$ тыс. км.



а – случай 2; **б** – случай 3; **в** – случай 5; **г** – случай 6; **д** – случай 7; **е** – случай 8.

рисунок 1. Карты изолиний условного времени существования КА T^y (дн) на плоскости параметров $[a_0, i_0]$ для долготы восходящего узла $\Omega_0=270^\circ$ для случаев 2, 3, 5 – 8. Изолинии ограничены снизу условным временем существования T^y в 1.5 года

Особый интерес представляют асимптотические области в районе наклонов $i_0 \approx 58^\circ$ и 118° . Они свидетельствуют о том, что в их окрестности возмущения от гармоник Луны (увеличивающие T^y) и возмущения от гравитационного поля Земли (уменьшающие T^y) оказывают противонаправленное действие на движение КА.

Из рисунков 1б и 1г, 1в и 1е, 1а и 1д видно, что карты изолиний для комбинаций 3 и 6, 5 и 8, а также 2 и 7 соответственно практически совпадают. Это свидетельствует о том, что гравитационное поле Солнца вносит лишь незначительный вклад в эволюцию параметров орбит ИСЛ.

Как видно из проведённого анализа, на эволюцию КА сильнее всего оказывает влияние гравитационное поле Земли, чуть меньшее – гравитационное поле Луны с учётом его нецентральности, а гравитационное поле Солнца практически не влияет на эволюцию параметров орбиты ИСЛ. Комбинация возмущений 8 соответствует модели поля и уравнениям движения КА (3).

4. Методика анализа эволюции орбит ИСЛ

Для решения задачи поиска устойчивых орбит была разработана методика анализа эволюции орбит ИСЛ. Остановимся на основных шагах данной методики.

Рассматривается задача эволюции параметров высоких круговых орбит ИСЛ с начальными величинами большой полуоси a_0 , эксцентриситета $e_0=0$, наклонения i_0 и долготы восходящего узла Ω_0 . Момент времени начала эволюции – t_0 .

Анализ устойчивости орбит ИСЛ можно проводить в несколько этапов.

1. Зададим набор из n дат (в нашем случае это четыре даты). Для них взаимное положение Солнца, Земли и Луны задаётся углами истинной аномалии Земли при её движении по орбите вокруг Солнца v_{ES} и Луны при её движении по орбите вокруг Земли v_{ME} , а также углом α между направлениями Луна – Солнце и Луна – Земля. Эти даты характеризуют времена перехода КА на орбиты ИСЛ t_0 . Задание дат, соответствующих различным величинам угла α , позволяет охватить спектр возможных положений небесных тел.

2. Для каждой из шести долгот восходящего узла $\Omega_0=\{30^\circ, 90^\circ, 150^\circ, 210^\circ, 270^\circ, 330^\circ\}$ строятся карты изолиний условного времени существования T^y на плоскости параметров $[a_0, i_0]$. На каждом из полученных рисунков контурно выделяются области устойчивости, для которых времена условного существования больше чем t лет: $T^y > t$ лет (в нашем случае $t=1.5$ годам). При этом движение КА рассматривается в рамках математической модели (3).

3. Полученные рисунки используются для определения общей области пересечения путём их наложения друг на друга. Для каждой из n дат получаются шесть рисунков, характеризующих общие области пересечения с временами условного существования T^y более t лет (>1.5 лет) для всех шести долгот восходящего узла Ω_0 .

4. Определяются общие области пересечения всех n дат путём наложения n рисунков друг на друга.

В итоге получаются области на плоскости параметров $[a_0, i_0]$, для любой из точек которой условное время существования составляет более t лет: $T^y > t$ лет. Применяя данную методику, можно выбрать та-

кие параметры орбит ИСЛ, что спутники, летая по заданным орбитам, смогут решать задачи навигации, связи и ретрансляции в течение заданного интервала времени (например, в течение t лет).

4.1. Результаты применения методики анализа эволюции орбит ИСЛ

Этап 1. Выбор набора дат.

В качестве возможного варианта выберем четыре даты. Сведём значения угловых параметров, характеризующих взаимное положение Солнца, Земли и Луны, в таблицу 1.

таблица 1 – Значения угловых параметров

№	дата, t_f (UTC)	$v_{ES}, ^\circ$	$v_{ME}, ^\circ$	$\alpha, ^\circ$
1	05.05.2016 05:22:58	120.110	0	170.180
2	30.03.2019 14:58:21	83.253	90	62.014
3	06.04.2019 14:34:36	85.923	180	131.677
4	12.04.2019 19:08:29	92.378	270	147.236

где α – угол между направлениями Луна – Солнце и Луна – Земля (угол Солнце – Луна – Земля). Как видно из таблицы 1, для заданных четырёх дат имеют место два положения Земли при её движении по орбите вокруг Солнца, существенно отличающихся друг от друга, – это величины углов истинной аномалии вблизи 85° и 120° , а также четыре положения Луны при её движении по орбите вокруг Земли с углами истинной аномалии в $0^\circ, 90^\circ, 180^\circ, 270^\circ$. Каждой из этих дат соответствует определённая величина угла α , при этом угол Солнце – Луна – Земля для 1, 3 и 4 дат лежит во второй четверти, а для 2 даты – в первой. Также заметна близость углов α для 1, 3 и 4 дат.

Этап 2. Анализ влияния различных долгот восходящего узла на условное время существования КА.

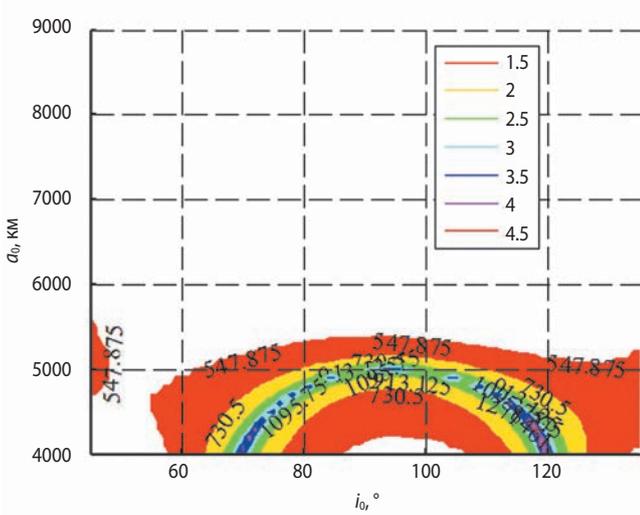
Поочерёдно рассмотрим каждую из четырёх дат.

Дата 1 – $t_{01}=05.05.2016 05:22:58$ (UTC). На рисунке 2 приведены карты изолиний для всех величин долготы восходящего узла из набора $\Omega_0=\{30^\circ, 90^\circ, 150^\circ, 210^\circ, 270^\circ, 330^\circ\}$. При этом угловые параметры равны $v_{ES}=120^\circ, v_{ME}=0^\circ, \alpha=170.18^\circ$. Анализ рисунка 2 показал, что для разных Ω_0 устойчивыми (с $T^y > 3$ лет) получаются орбиты со следующими диапазонами наклонений i_0 и больших полуосей a_0 :

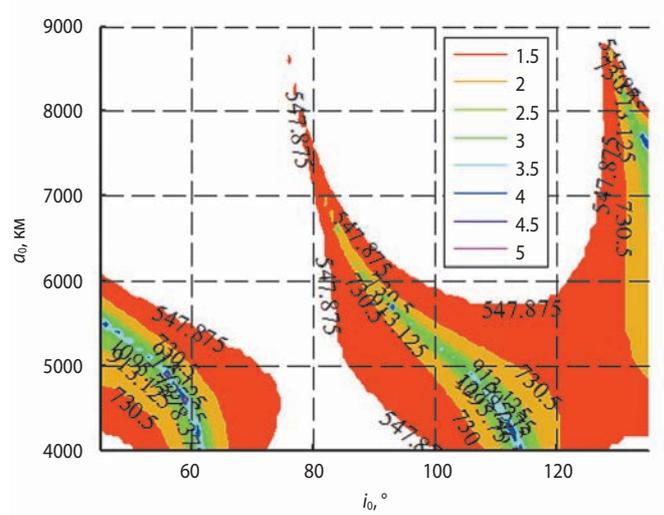
- для $\Omega_0=30^\circ$ (рисунок 2а): $i_0 \in (68^\circ, 122^\circ), a_0 \in [4, 5.1)$ тыс. км;
- для $\Omega_0=90^\circ$ (рисунок 2б):
 - $i_0 \in [45^\circ, 63^\circ), a_0 \in [4, 5.7)$ тыс. км,
 - $i_0 \in (93^\circ, 116^\circ), a_0 \in [4, 5.8)$ тыс. км,
 - $i_0 \in (130^\circ, 135^\circ], a_0 \in (7.4, 8.3)$ тыс. км;
- для $\Omega_0=150^\circ$ (рисунок 2в):
 - $i_0 \in (60^\circ, 65^\circ), a_0 \in [4, 5.1)$ тыс. км,
 - $i_0 \in (85^\circ, 110^\circ), a_0 \in [4, 5.1)$ тыс. км;

- для $\Omega_0=210^\circ$ (рисунок 2г):
 - $i_0 \in [45^\circ, 59^\circ)$, $a_0 \in [4, 6.1)$ тыс. км,
 - $i_0 \in (90^\circ, 110^\circ)$, $a_0 \in [4, 4.8)$ тыс. км;
- для $\Omega_0=270^\circ$ (рисунок 2д):
 - $i_0 \in [45^\circ, 53^\circ)$, $a_0 \in (5.3, 6.8)$ тыс. км,

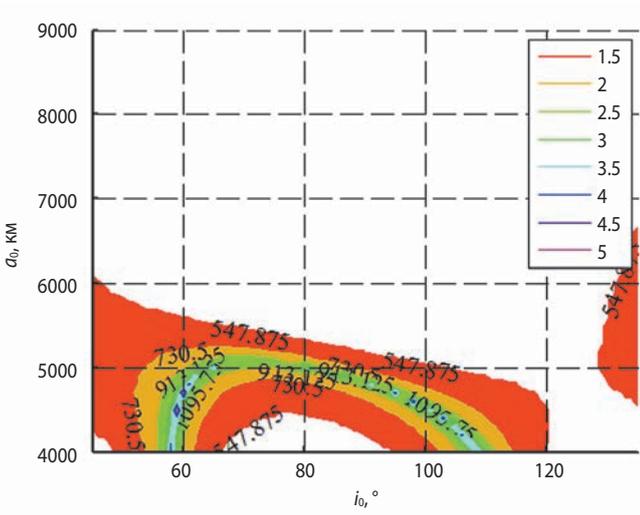
- $i_0 \in (64^\circ, 81^\circ)$, $a_0 \in [4, 4.6)$ тыс. км,
- $i_0 \in (123^\circ, 135^\circ)$, $a_0 \in [4, 5.9)$ тыс. км;
- для $\Omega_0=330^\circ$ (рисунок 2е):
 - $i_0 \in (74^\circ, 93^\circ)$, $a_0 \in [4, 5)$ тыс. км,
 - $i_0 \in (124^\circ, 135^\circ)$, $a_0 \in [4, 5.9)$ тыс. км.



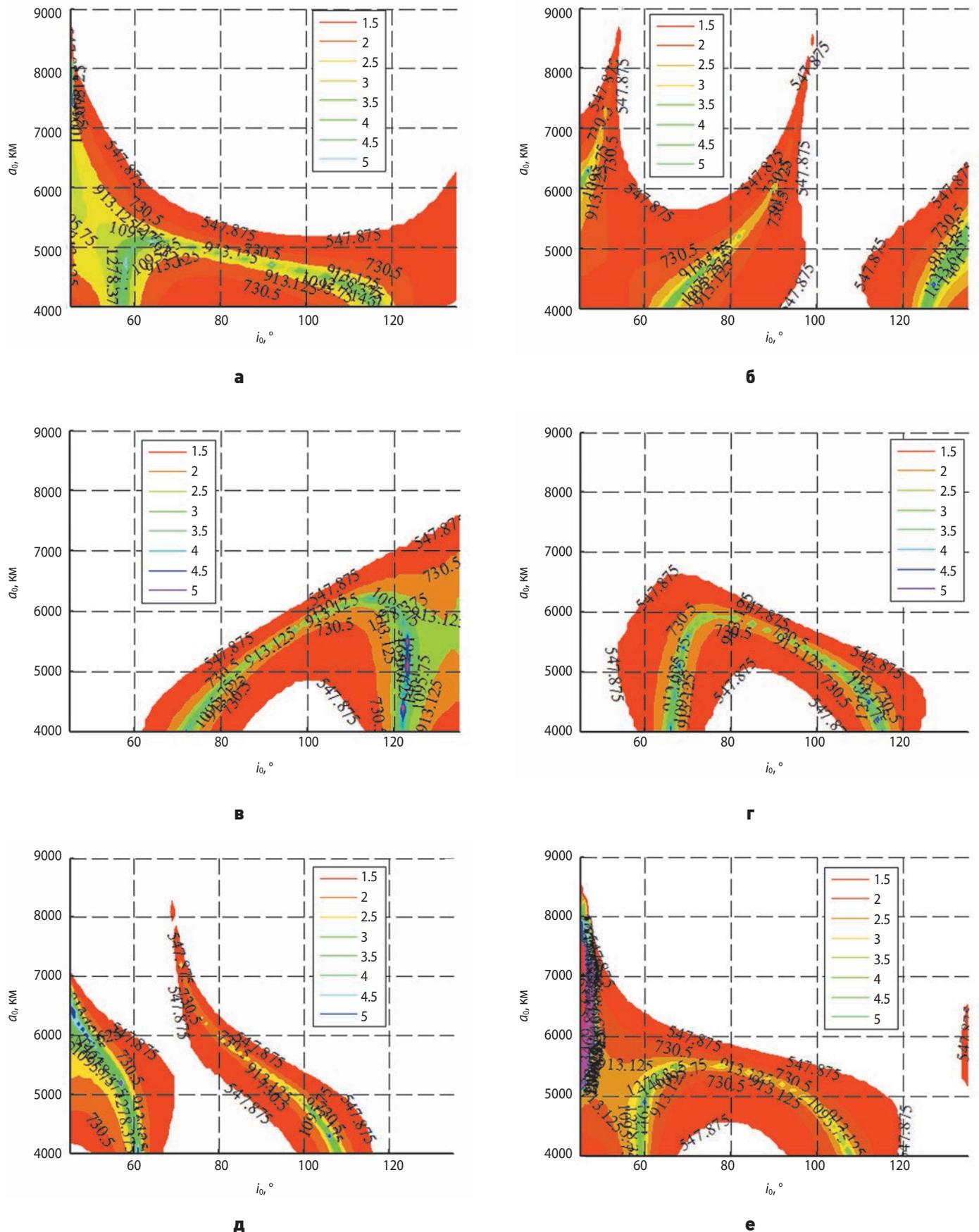
а



б



АНАЛИЗ УСТОЙЧИВОСТИ ОРБИТ ИСКУССТВЕННЫХ СПУТНИКОВ ЛУНЫ И ВЫБОР КОНФИГУРАЦИИ ЛУННОЙ НАВИГАЦИОННОЙ СПУТНИКОВОЙ СИСТЕМЫ



а – $\Omega_0=30^\circ$; **б** – $\Omega_0=90^\circ$; **в** – $\Omega_0=150^\circ$; **г** – $\Omega_0=210^\circ$; **д** – $\Omega_0=270^\circ$; **е** – $\Omega_0=330^\circ$.

рисунок 3. Карты изолиний условного времени существования КА T^y (дн) на плоскости параметров $[a_0, i_0]$ для даты 2 для разных долгот восходящего узла Ω_0 . Легенда соответствует пороговым значениям условного времени существования в годах

Дата 2 – $t_{02}=30.03.2019$ 14:58:21 (UTC). На рисунке 3 приведены карты изолиний для всех величин долготы восходящего узла из набора $\Omega_0=\{30^\circ, 90^\circ, 150^\circ, 210^\circ, 270^\circ, 330^\circ\}$. При этом угловые параметры равны $v_{ES}=83.253^\circ$, $v_{ME}=90^\circ$, $\alpha=62.014^\circ$.

Анализ рисунка 3 показал, что для разных Ω_0 устойчивыми (с $T^y > 3$ лет) получаются орбиты со следующими диапазонами наклонений i_0 и больших полуосей a_0 :

- для $\Omega_0=30^\circ$ (рисунок 3а):
 - $i_0 \in (45^\circ, 48^\circ)$, $a_0 \in [5.2, 8.2)$ тыс. км,
 - $i_0 \in (52^\circ, 82^\circ)$, $a_0 \in [4, 5.4)$ тыс. км,
 - $i_0 \in (89^\circ, 118^\circ)$, $a_0 \in [4, 4.8)$ тыс. км;
- для $\Omega_0=90^\circ$ (рисунок 3б):
 - $i_0 \in [45^\circ, 49^\circ)$, $a_0 \in (5.7, 6.7)$ тыс. км,
 - $i_0 \in (63^\circ, 83^\circ)$, $a_0 \in [4, 5.3)$ тыс. км,
 - $i_0 \in (123^\circ, 135^\circ]$, $a_0 \in [4, 5.6)$ тыс. км;
- для $\Omega_0=150^\circ$ (рисунок 3в):
 - $i_0 \in (70^\circ, 90^\circ)$, $a_0 \in [4, 5.4)$ тыс. км,
 - $i_0 \in (113^\circ, 126^\circ)$, $a_0 \in [4, 6.2)$ тыс. км;
- для $\Omega_0=210^\circ$ (рисунок 3г):
 - $i_0 \in (66^\circ, 74^\circ)$, $a_0 \in [4, 5.9)$ тыс. км,
 - $i_0 \in (96^\circ, 117^\circ)$, $a_0 \in [4, 5.4)$ тыс. км;
- для $\Omega_0=270^\circ$ (рисунок 3д):
 - $i_0 \in [45^\circ, 62^\circ)$, $a_0 \in [4, 6.8)$ тыс. км,
 - $i_0 \in (101^\circ, 109^\circ)$, $a_0 \in [4, 4.8)$ тыс. км;
- для $\Omega_0=330^\circ$ (рисунок 3е):
 - $i_0 \in [45^\circ, 48^\circ)$, $a_0 \in (5, 8.3)$ тыс. км,
 - $i_0 \in (56^\circ, 68^\circ)$, $a_0 \in [4, 5.6)$ тыс. км,
 - $i_0 \in (97^\circ, 109^\circ)$, $a_0 \in [4, 5.1)$ тыс. км.

Дата 3 – $t_{03}=06.04.2019$ 14:34:36 (UTC). На рисунке 4 приведены карты изолиний для всех величин долготы восходящего узла из набора $\Omega_0=\{30^\circ, 90^\circ, 150^\circ, 210^\circ, 270^\circ, 330^\circ\}$. При этом угловые параметры равны: $v_{ES}=85.923^\circ$, $v_{ME}=180^\circ$, $\alpha=131.677^\circ$.

Анализ рисунка 4 показал, что для разных Ω_0 устойчивыми (с $T^y > 3$ лет) получаются орбиты со следующими диапазонами наклонений i_0 и больших полуосей a_0 :

- для $\Omega_0=30^\circ$ (рисунок 4а):
 - $i_0 \in (70^\circ, 90^\circ)$, $a_0 \in [4, 5.1)$ тыс. км,
 - $i_0 \in (114^\circ, 135^\circ)$, $a_0 \in [4, 7)$ тыс. км;
- для $\Omega_0=90^\circ$ (рисунок 4б):
 - $i_0 \in (63^\circ, 72^\circ)$, $a_0 \in [4, 5.3)$ тыс. км,
 - $i_0 \in (114^\circ, 135^\circ)$, $a_0 \in [4, 7.6)$ тыс. км;
- для $\Omega_0=150^\circ$ (рисунок 4в):
 - $i_0 \in (58^\circ, 78^\circ)$, $a_0 \in [4, 5.6)$ тыс. км,
 - $i_0 \in (84^\circ, 112^\circ)$, $a_0 \in [4, 5.6)$ тыс. км;
- для $\Omega_0=210^\circ$ (рисунок 4г):
 - $i_0 \in [45^\circ, 61^\circ)$, $a_0 \in [4, 8.6)$ тыс. км,
 - $i_0 \in (91^\circ, 109^\circ)$, $a_0 \in [4, 5.6)$ тыс. км;
- для $\Omega_0=270^\circ$ (рисунок 4д):
 - $i_0 \in [45^\circ, 63^\circ)$, $a_0 \in [4, 7.1)$ тыс. км,
 - $i_0 \in (79^\circ, 126^\circ)$, $a_0 \in [4, 5.4)$ тыс. км,
 - $i_0 \in (129^\circ, 135^\circ]$, $a_0 \in (5.6, 6.9)$ тыс. км;

- для $\Omega_0=330^\circ$ (рисунок 4е):
 - $i_0 \in (73^\circ, 96^\circ)$, $a_0 \in [4, 5)$ тыс. км,
 - $i_0 \in (124^\circ, 135^\circ]$, $a_0 \in [4, 5.7)$ тыс. км.

Дата 4 – $t_{04}=12.04.2019$ 19:08:29 (UTC). На рисунке 5 приведены карты изолиний для всех величин долготы восходящего узла из набора $\Omega_0=\{30^\circ, 90^\circ, 150^\circ, 210^\circ, 270^\circ, 330^\circ\}$. При этом угловые параметры получаются следующими: $v_{ES}=92.378^\circ$, $v_{ME}=270^\circ$, $\alpha=147.236^\circ$.

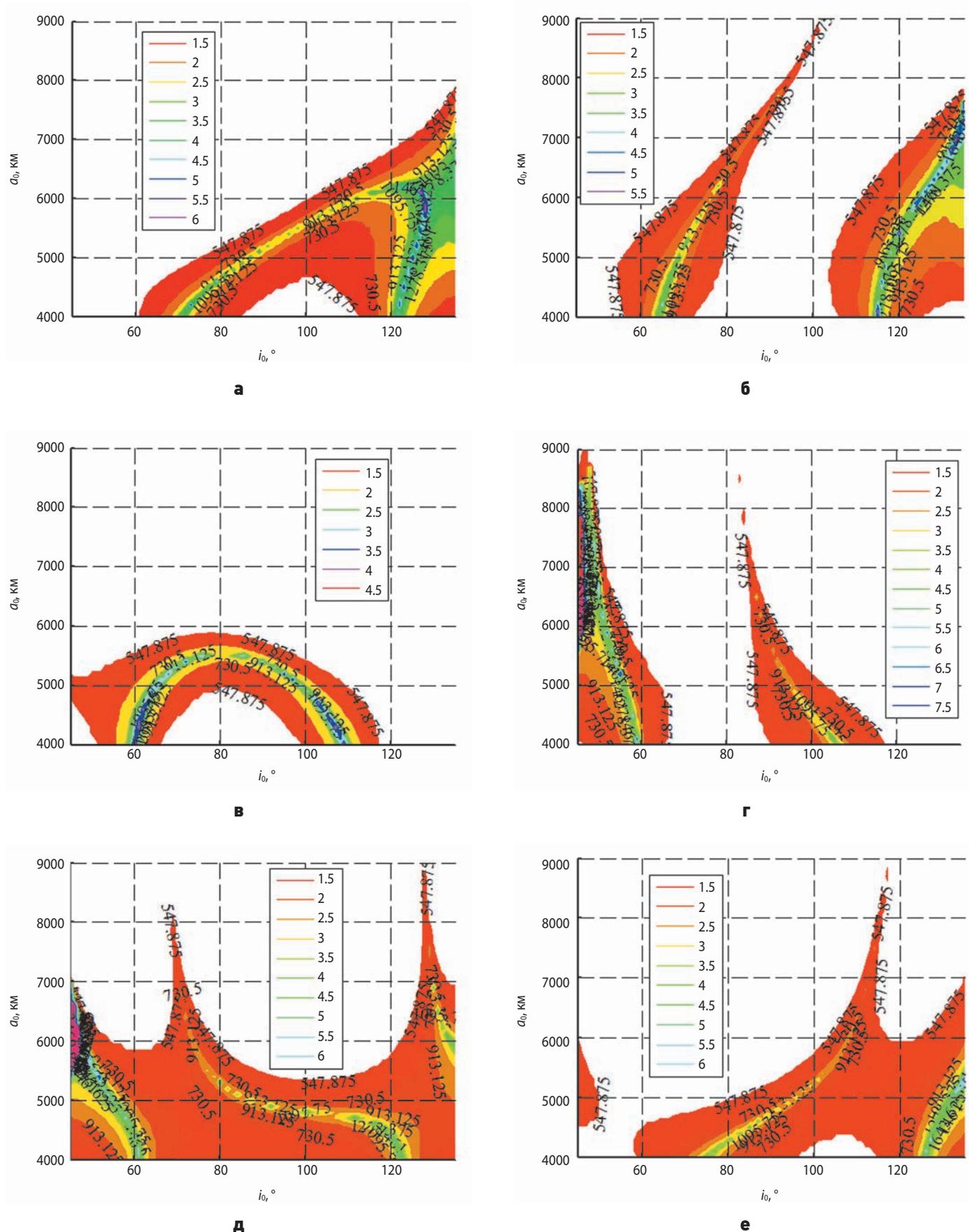
Анализ рисунка 5 показал, что для разных Ω_0 устойчивыми (с $T^y > 3$ лет) получаются орбиты со следующими диапазонами наклонений i_0 и больших полуосей a_0 :

- для $\Omega_0=30^\circ$ (рисунок 5а):
 - $i_0 \in (60^\circ, 76^\circ)$, $a_0 \in [4, 5.1)$ тыс. км,
 - $i_0 \in (84^\circ, 92^\circ)$, $a_0 \in (5.3, 5.4)$ тыс. км,
 - $i_0 \in (99^\circ, 114^\circ)$, $a_0 \in [4, 5.2)$ тыс. км;
- для $\Omega_0=90^\circ$ (рисунок 5б):
 - $i_0 \in [45^\circ, 62^\circ)$, $a_0 \in [4, 6.8)$ тыс. км,
 - $i_0 \in (105^\circ, 115^\circ)$, $a_0 \in [4, 5.1)$ тыс. км;
- для $\Omega_0=150^\circ$ (рисунок 5в):
 - $i_0 \in [45^\circ, 48^\circ)$, $a_0 \in (5.1, 7.7)$ тыс. км,
 - $i_0 \in (63^\circ, 83^\circ)$, $a_0 \in [4, 5.3)$ тыс. км,
 - $i_0 \in (97^\circ, 117^\circ)$, $a_0 \in [4, 4.8)$ тыс. км;
- для $\Omega_0=210^\circ$ (рисунок 5г):
 - $i_0 \in [45^\circ, 66^\circ)$, $a_0 \in [4, 8.5)$ тыс. км,
 - $i_0 \in (63^\circ, 83^\circ)$, $a_0 \in [4, 5.3)$ тыс. км,
 - $i_0 \in (98^\circ, 120^\circ)$, $a_0 \in [4, 4.9)$ тыс. км;
- для $\Omega_0=270^\circ$ (рисунок 5д):
 - $i_0 \in [45^\circ, 48^\circ)$, $a_0 \in [4, 6.7)$ тыс. км,
 - $i_0 \in (64^\circ, 84^\circ)$, $a_0 \in [4, 4.8)$ тыс. км,
 - $i_0 \in (117^\circ, 135^\circ]$, $a_0 \in [4, 5.7)$ тыс. км.
- для $\Omega_0=330^\circ$ (рисунок 5е):
 - $i_0 \in (64^\circ, 84^\circ)$, $a_0 \in [4, 4.7)$ тыс. км,
 - $i_0 \in (114^\circ, 131^\circ)$, $a_0 \in [4, 7.5)$ тыс. км.

Из рассмотренных четырёх дат и указанных для них областей устойчивости можно выбирать общие области устойчивости для всех 24 случаев, однако они ограничивают лишь прямоугольные области. В действительности, как видно из рисунков 1–5, они имеют совершенно различную форму. Поэтому на следующем этапе определим области устойчивости, для которых T^y больше чем m лет.

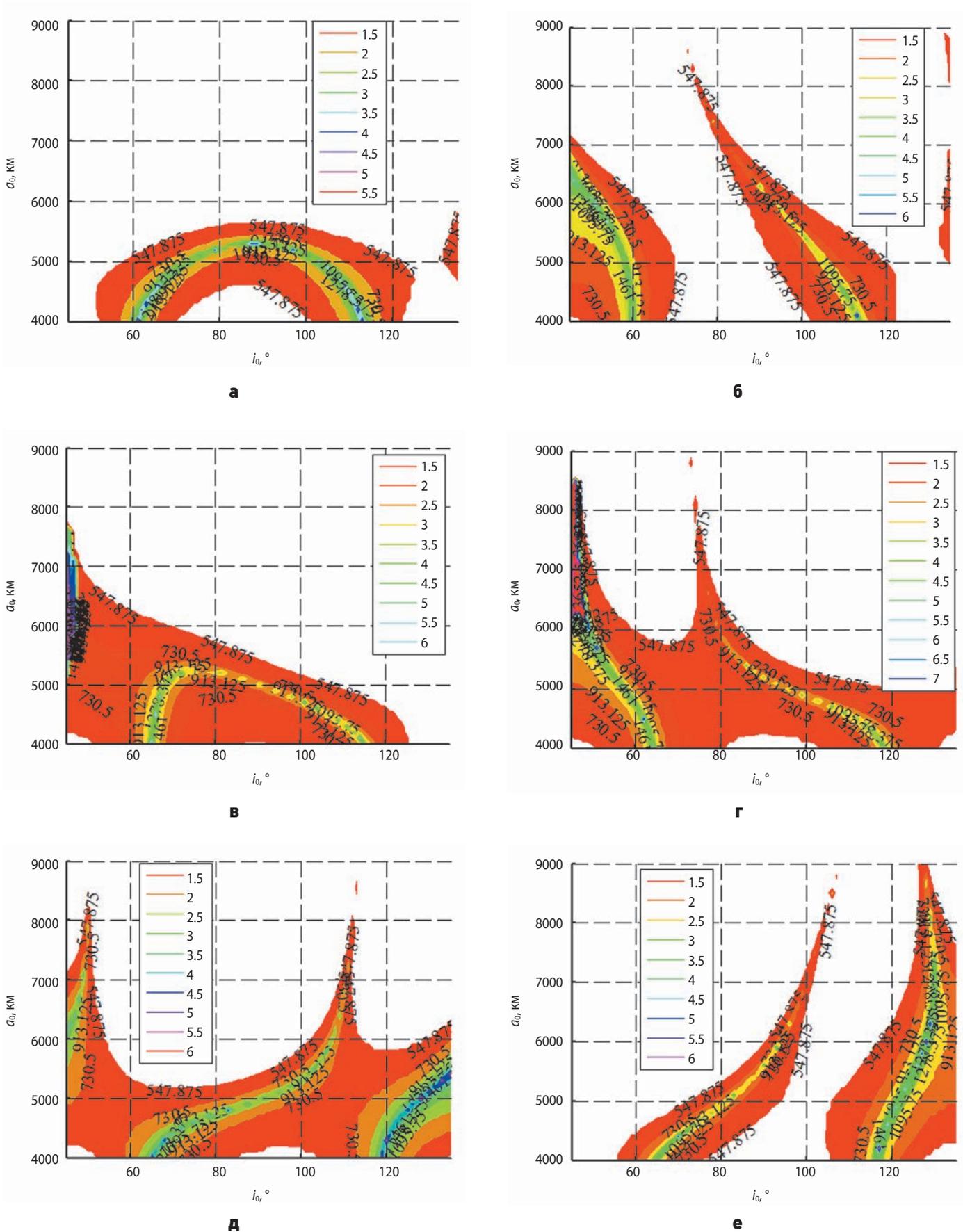
Из сопоставления рисунков 2 и 5 видно, что карты изолиний для дат 1 и 4 похожи, так как углы между направлениями Луна – Солнце и Луна – Земля близки и составляют $\alpha_1 \approx 170^\circ$ и $\alpha_4 \approx 147^\circ$, а величина истинной аномалии Земли при её движении вокруг Солнца существенно различается (0 и 270°). Следовательно, положение Солнца незначительно влияет на эволюцию орбиты и мало изменяет величину T^y . Намного большее влияние оказывают положение Луны на орбите вокруг Земли и пространственный угол α между направлениями Луна – Солнце и Луна – Земля.

АНАЛИЗ УСТОЙЧИВОСТИ ОРБИТ ИСКУССТВЕННЫХ СПУТНИКОВ ЛУНЫ И ВЫБОР КОНФИГУРАЦИИ ЛУННОЙ НАВИГАЦИОННОЙ СПУТНИКОВОЙ СИСТЕМЫ



а – $\Omega_0=30^{\circ}$; **б** – $\Omega_0=90^{\circ}$; **в** – $\Omega_0=150^{\circ}$; **г** – $\Omega_0=210^{\circ}$; **д** – $\Omega_0=270^{\circ}$; **е** – $\Omega_0=330^{\circ}$.

рисунок 4. Карты изолиний условного времени существования КА T^y (дн) на плоскости параметров $[a_0, i_0]$ для даты 3 для разных долгот восходящего узла Ω_0 . Легенда соответствует пороговым значениям условного времени существования в годах



а – $\Omega_0=30^\circ$; б – $\Omega_0=90^\circ$; в – $\Omega_0=150^\circ$; г – $\Omega_0=210^\circ$; д – $\Omega_0=270^\circ$; е – $\Omega_0=330^\circ$.

рисунок 5. Карты изолиний условного времени существования КА T^y (дн) на плоскости параметров $[a_0, i_0]$ для даты 4 для разных долгот восходящего узла Ω_0 . Легенда соответствует пороговым значениям условного времени существования в годах

АНАЛИЗ УСТОЙЧИВОСТИ ОРБИТ ИСКУССТВЕННЫХ СПУТНИКОВ ЛУНЫ И ВЫБОР КОНФИГУРАЦИИ ЛУННОЙ НАВИГАЦИОННОЙ СПУТНИКОВОЙ СИСТЕМЫ

Этап 3. Поиск областей устойчивости для каждой из дат.

Для каждой из шести долгот восходящего узла Ω_0 контурно выделяются области, для которых время на условного существования T^y больше чем m лет (в нашем случае $m=1.5$ годам). Полученные рисунки используются для определения общей области пересечения путём их наложения друг на друга. В результате для каждой из n дат получается n рисунков, характеризующих общие для всех шести Ω_0 области, для которых $T^y > m$ лет. На рисунке 6 приведены общие области устойчивости $T^y > 1.5$ лет для начальных времён $t_{01}=05.05.2016\ 05:22:58$ (рисунок 6а, коричневый цвет), $t_{02}=30.03.2019\ 14:58:21$ (рисунок 6б, жёлтый цвет), $t_{03}=06.04.2019\ 14:34:36$ (рисунок 6в, синий

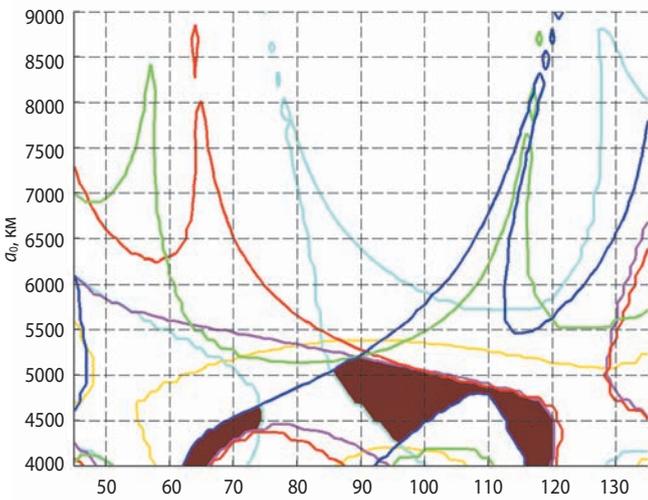
цвет) и $t_{04}=12.04.2019\ 19:08:29$ (рисунок 6г, зелёный цвет). Все времена приведены в UTC.

Этап 4. Поиск общих областей устойчивости для всех дат.

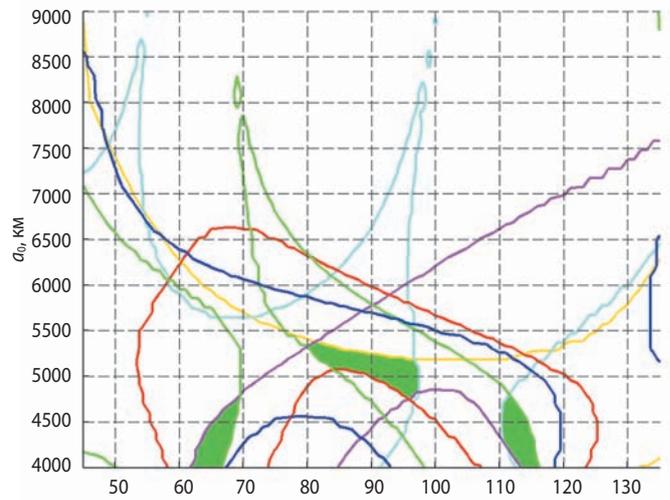
Общая область устойчивости для всех рассматриваемых дат получается путём наложения друг на друга четырёх графиков – рисунков 6а, 6б, 6в и 6г. Результаты представлены на рисунке 7. При его построении использовались те же цвета изолиний и общих областей устойчивости, что и на рисунках 6а–6г.

На рисунке 7 общие области устойчивости отмечены красным цветом, им соответствуют следующие диапазоны:

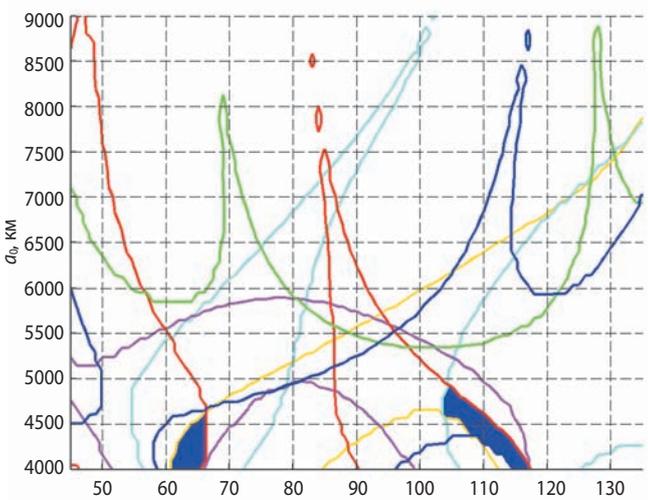
- первая область – $i_0 \in (63^\circ, 67^\circ)$ и $a_0 \in [4, 4.4]$ тыс. км;
- вторая область – $i_0 \in (113^\circ, 116^\circ)$ и $a_0 \in [4, 4.4]$ тыс. км.



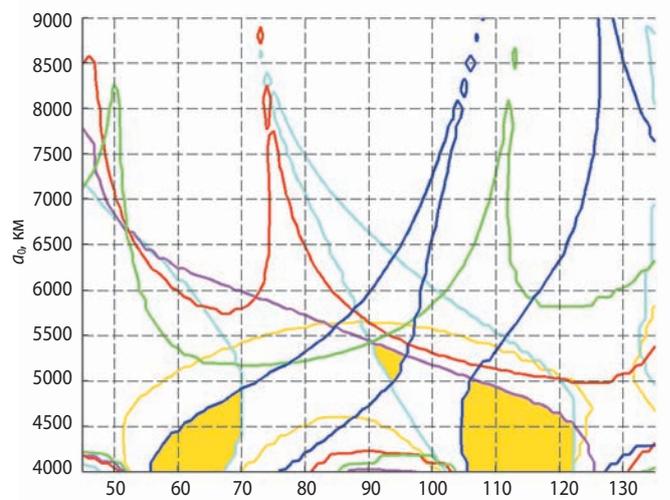
а



б



в



г

а – $t_0=t_{01}$; **б** – $t_0=t_{02}$; **в** – $t_0=t_{03}$; **г** – $t_0=t_{04}$.

рисунк 6. Общие области устойчивости изолиний условного времени существования $T^y \geq 1.5$ лет для начального времени t_0

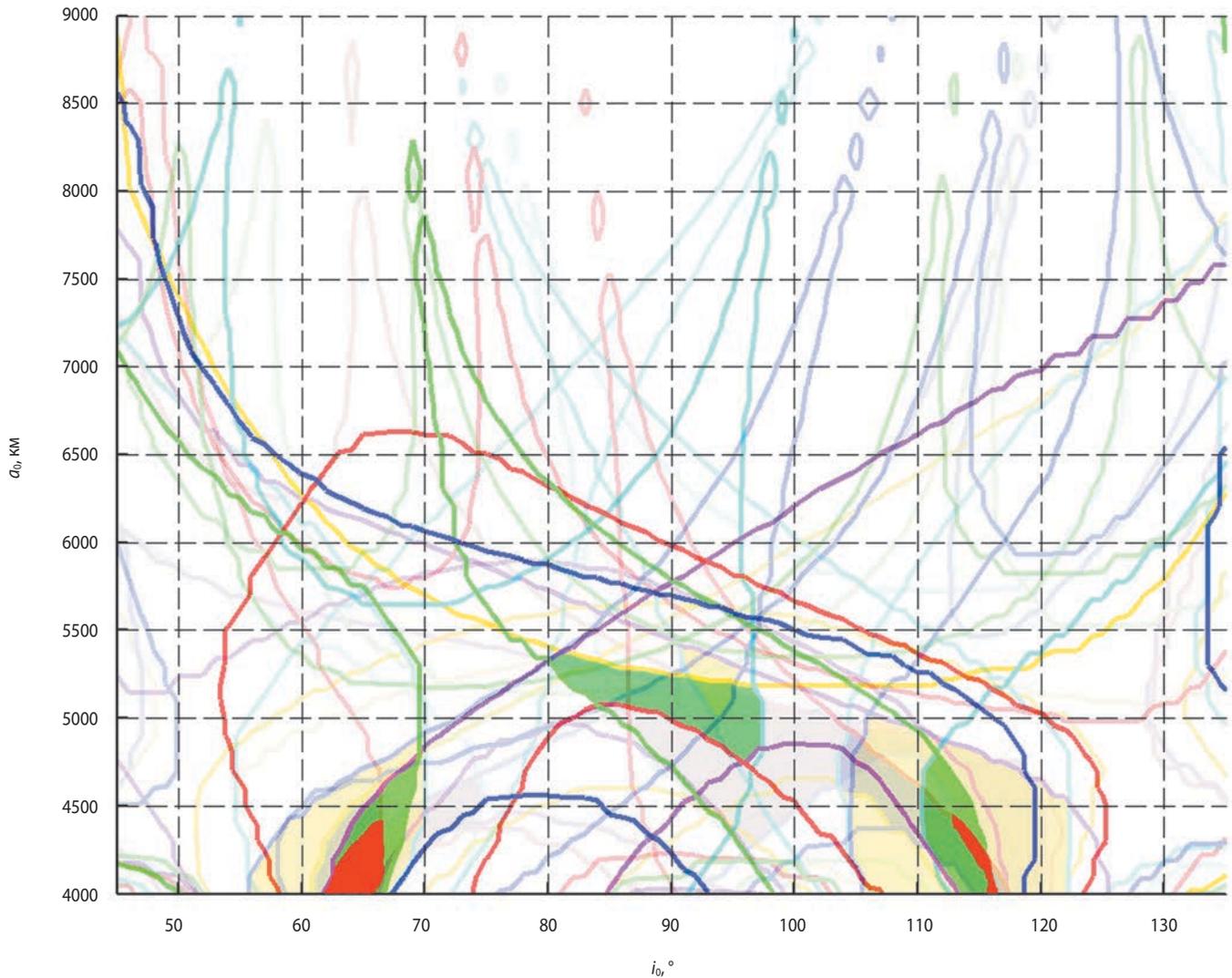


рисунок 7. Общая область устойчивости изолиний условного времени существования (красный цвет) $T^Y \geq 1.5$ лет для четырёх рассматриваемых дат

При выведении на высокие орбиты ИСЛ для обеспечения долготы восходящего узла в 270° будет необходимо подлетать из северной полусферы N (Гордиенко Е.С. и др. К вопросу..., 2016). Из анализа трёхимпульсного перехода КА на высокие орбиты ИСЛ (Гордиенко Е.С. и др. Анализ..., 2016) известно, что часто более выгодным является переход в случае подлёта из южной полусферы S , который реализуется с использованием обратных орбит ИСЛ при $i_0 > 90^\circ$. В таком случае удобно будет использовать вторую область устойчивости (рисунок 7).

В результате с большой долей вероятности данные из получившихся областей устойчивости могут быть использованы для построения ОГ вокруг Луны со стабильными параметрами орбит на интервале с 2016 года по 2019 год. При этом без проведения коррекции траектории большинство спутников СС будет способно решать задачи навигации и связи на интервале, большем или равном 1.5 годам.

5. Анализ структуры ОГ с точки зрения обзора поверхности Луны

После применения методики анализа эволюции орбит ИСЛ были найдены общие области устойчивости для случая создания ОГ в рассмотренном интервале дат. Рассмотрим возможные варианты орбитальных структур СС. Для них определим значения показателей видимости заданного числа КА на интервале, равном одним земным суткам. В таблице 2 приведены характеристики для структур ОГ СС типа околоземной. Они подтверждают общеизвестное правило, что навигационные характеристики улучшаются с увеличением высоты полёта ОГ и количества КА в плоскости. Полужирным шрифтом выделены выбранные структуры ОГ. В первой колонке таблицы 2 $N_{\text{пл}}$ означает число плоскостей в СС; $N_{\text{КА}}$ – число космических аппаратов в плоскости; N_{Σ} – общее число аппаратов в спутниковой системе. Во второй

АНАЛИЗ УСТОЙЧИВОСТИ ОРБИТ ИСКУССТВЕННЫХ СПУТНИКОВ ЛУНЫ И ВЫБОР КОНФИГУРАЦИИ ЛУННОЙ НАВИГАЦИОННОЙ СПУТНИКОВОЙ СИСТЕМЫ

и третьей колонках указаны начальные величины большой полуоси a_0 и наклона i_0 ; в четвёртой – начальные значения восходящих узлов для двух вариантов СС: 1 вариант – $\Omega_{01}=\{30^\circ, 150^\circ, 270^\circ\}$, 2 вариант – $\Omega_{02}=\{90^\circ, 210^\circ, 330^\circ\}$. В пятой колонке приведены начальные аргументы широты u_0 для первого спутника в каждой из $N_{\text{пл}}$ плоскостей, а угол между соседними спутниками в одной плоскости Δu вычисляется как $\Delta u=360^\circ/N_{\text{КА}}$. В шестой и седьмой колонках отражены показатели доступности числа аппаратов $N_{\text{КА}}$ более трёх (Д3) и четырёх (Д4) соответственно. При этом через дробь (/) записаны характеристики как без учёта рельефа поверхности Луны (в этом случае угол места принят равным $h=0^\circ$), так и с учётом рельефа ($h=5^\circ$).

Как видно из таблицы 2, вариант расположения плоскостей $\Omega_{01}\in\{30^\circ, 150^\circ, 270^\circ\}$, $\Omega_{02}\in\{90^\circ, 210^\circ, 330^\circ\}$ не влияет на показатели доступности КА с поверхности Луны. Структура ОГ с большой полуосью $a_0=4400$ км, $i_0=65^\circ$ аналогична структурам ГЛОНАСС и GPS. Отметим, что ОГ с наклонами $i_0\in(113^\circ, 116^\circ)$ имеют схожие навигационные характеристики. В качестве примера приведём покрытие поверхности Луны спутниковой системой для выбранных вариантов орбитальных структур.

На рисунке 8 представлены две иллюстрации областей покрытия поверхности Луны постоянным числом видимых спутников как функции широты ϕ ($^\circ$) и долготы λ ($^\circ$) на поверхности Луны. Из рисунка видно, что практически вся поверхность Луны при учёте рельефа (угол места $h=5^\circ$) покрывается тремя и более КА (если структура СС будет сохраняться). Полученные результаты хорошо согласуются с описанными в работе (Балкунов А.И. и др., 2012). Используя их, исследуем устойчивость орбитальных группировок в целом.

6. Анализ устойчивости орбитальных группировок КА

На основе полученных выше результатов были сформированы следующие варианты ОГ СС:

вариант 1 – три плоскости по шесть КА в плоскости $\Omega_{01}=\{30^\circ, 150^\circ, 270^\circ\}$. КА внутри каждой плоскости расположены через 60° друг от друга, а разница между начальными аргументами широты в плоско-

стях равняется 20° . Большая полуось $a_0=4400$ км и наклонение орбиты $i_0=66^\circ$;

вариант 2 – три плоскости по шесть КА в плоскости $\Omega_{01}=\{90^\circ, 210^\circ, 330^\circ\}$. КА внутри каждой плоскости расположены через 60° , а разница между начальными аргументами широты в плоскостях равняется 20° . Большая полуось $a_0=4400$ км и наклонение орбиты $i_0=66^\circ$;

вариант 3 – три плоскости по шесть КА в плоскости $\Omega_{01}=\{30^\circ, 150^\circ, 270^\circ\}$. Спутники внутри каждой плоскости расположены через 60° друг от друга, а относительное смещение КА между плоскостями 20° . Большая полуось $a_0=4400$ км и наклонение орбиты $i_0=113^\circ$;

вариант 4 – три плоскости по шесть КА в плоскости $\Omega_{01}=\{90^\circ, 210^\circ, 330^\circ\}$. КА внутри каждой плоскости расположены через 60° друг от друга, а разница между начальными аргументами широты в плоскостях равняется 20° . Большая полуось $a_0=4400$ км и наклонение орбиты $i_0=113^\circ$. В таблице 3 приведены характеристики условного времени существования КА T^y в днях для упомянутых выше вариантов СС.

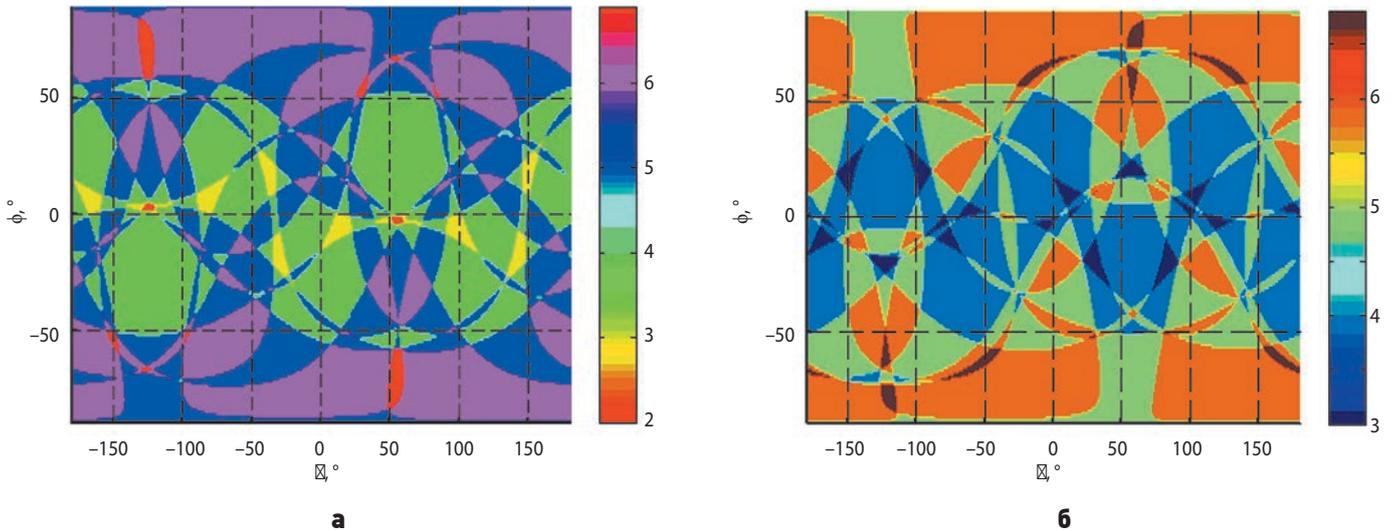
Из таблицы 3 видно, что для создания навигационно-информационной СС пригодны все рассмотренные варианты. Для 2 и 3 вариантов СС условные времена существования КА T^y заметно больше, поэтому следует ожидать, что затраты на коррекцию параметров орбит будут меньше, чем для 1 и 4 вариантов. Наихудшие точки выделены полужирным шрифтом. Для вариантов 1 и 4 наибольшие затраты на поддержание элементов орбит будут требоваться для КА с начальными долготами восходящего узла $\Omega_0=150^\circ$ и $\Omega_0=330^\circ$ соответственно.

заключение

В работе был проведён численный анализ вопросов устойчивости орбит искусственных спутников Луны, выбора конфигурации СС, обеспечивающей полный (n -кратный) обзор поверхности Луны с учётом особенностей рельефа поверхности Луны. Предложена методика, позволяющая определить границы областей устойчивости орбит ИСЛ для разных дат, соответствующих различным положениям Луны, Земли и Солнца.

таблица 2 – Доступность $N_{\text{КА}}\geq 3$ и $N_{\text{КА}}\geq 4$ для систем с количеством КА 15 и более

$N_{\text{пл}}\times N_{\text{КА}}=N_{\Sigma}$	a_0 , км	i_0 , $^\circ$	Ω_0 , $^\circ$	u_0 , $^\circ$	Д3 $h=0^\circ / h=5^\circ$	Д4 $h=0^\circ / h=5^\circ$
3×5=15	6000	65	30, 150, 270/90, 210, 330	0, 24, 48	1/0.994	0.998/0.926
	4250				0.985/0.945	0.858/0.641
3×6=18	4400	66 113	30, 150, 270/90, 210, 330	0, 20, 40	1/0.998	0.999/0.953
					1/0.999	0.999/0.964
					1/1	0.999/0.961
4×4=16	4250	65	0, 90, 180, 270	0, 22.5, 45, 67.5	1/0.990	0.865/0.703
	4400				1/0.993	0.880/0.735



а – $i_0=66^\circ$; **б** – $i_0=113^\circ$.

рисунок 8. Области с постоянным числом видимых спутников через 6 часов после начала обзора поверхности Луны для двух выбранных конфигураций с большой полуосью $a_0=4.4$ тыс. км и наклоном i_0 (угол места КА $h=5^\circ$)

таблица 3 – Условные времена существования КА для четырёх вариантов СС

вариант 1						вариант 2					
$\Omega_{01}=30^\circ$		$\Omega_{01}=150^\circ$		$\Omega_{01}=270^\circ$		$\Omega_{02}=90^\circ$		$\Omega_{02}=210^\circ$		$\Omega_{02}=330^\circ$	
$u,^\circ$	$T^y, \text{дн}$	$u,^\circ$	$T^y, \text{дн}$	$u,^\circ$	$T^y, \text{дн}$	$u,^\circ$	$T^y, \text{дн}$	$u,^\circ$	$T^y, \text{дн}$	$u,^\circ$	$T^y, \text{дн}$
0	624.85	20	608.14	40	900.23	0	687.17	20	556.74	40	585.77
60	1090.54	80	417.13	100	871.05	60	766.53	80	421.10	100	821.05
120	1276.43	140	416.98	160	1007.77	120	738.29	140	477.48	160	906.98
180	1041.95	200	438.61	220	1957.91	180	604.87	200	582.66	220	803.83
240	610.43	260	580.09	280	1838.43	240	575.41	260	827.85	280	576.80
300	636.64	320	608.09	340	1171.29	300	578.70	320	666.45	340	553.75
вариант 3						вариант 4					
$\Omega_{01}=30^\circ$		$\Omega_{01}=150^\circ$		$\Omega_{01}=270^\circ$		$\Omega_{02}=90^\circ$		$\Omega_{02}=210^\circ$		$\Omega_{02}=330^\circ$	
$u,^\circ$	$T^y, \text{дн}$	$u,^\circ$	$T^y, \text{дн}$	$u,^\circ$	$T^y, \text{дн}$	$u,^\circ$	$T^y, \text{дн}$	$u,^\circ$	$T^y, \text{дн}$	$u,^\circ$	$T^y, \text{дн}$
0	890.31	20	744.94	40	636.21	0	1131.58	20	676.94	40	445.86
60	617.70	80	1779.84	100	634.64	60	941.44	80	1127.51	100	366.50
120	505.65	140	972.98	160	580.02	120	940.77	140	931.70	160	421.37
180	503.48	200	727.22	220	527.24	180	1216.30	200	850.13	220	527.55
240	642.42	260	534.06	280	551.73	240	1500.85	260	782.92	280	612.83
300	834.16	320	618.58	340	606.24	300	1334.05	320	725.12	340	556.97

На первом этапе движение КА рассматривалось под действием различных комбинаций возмущений. Было показано, что на эволюцию КА на рассматриваемых орбитах наиболее сильное влияние оказывает гравитационное поле Земли, чуть меньшее – гравитационное поле Луны с учётом его нецентральности. Гравитационное поле Солнца практически не влияет на эволюцию параметров орбиты ИСЛ. Были определены две области устойчивости в районе значений наклонов $i_0=\{60^\circ, 120^\circ\}$. Они возникают потому, что в их окрестности возмущения от гармоник Луны (увеличивающие условное время существования КА) и возмущения от гравитационного поля Земли

(уменьшающие условное время существования КА) оказывают противоположное действие на движение КА.

На втором этапе решалась задача поиска общей области устойчивости для всех рассмотренных дат. Для её решения была предложена методика анализа эволюции орбит ИСЛ для навигации и связи на поверхности Луны, разработаны алгоритм и программно-вычислительный комплекс. При этом как развитие работы (Болкунов А.И. и др., 2012) рассматривались околокруговые орбиты ИСЛ в диапазонах больших полуосей $a_0 \in [4, 9]$ тыс. км и наклонов $i_0 \in [45^\circ, 135^\circ]$. С целью уменьшения затрат на коррекцию эксцен-

триситета орбит было введено понятие условного времени существования T^y и соответствующий ему критерий максимизации $T^y \rightarrow \max$. Движение ИСЛ рассматривалось в невращающейся селеноцентрической геоэквиаториальной системе прямоугольных координат с учётом влияния гравитационных полей Луны, Земли и Солнца. Также на втором этапе показано, что на рисунок карт изолиний условного времени существования T^y сильнее всего влияет положение Луны на орбите вокруг Земли v_{ME} и угол α между направлениями Луна – Солнце и Луна – Земля.

Результаты применения разработанной методики свидетельствуют о существовании областей устойчивости для заданных дат: первая – $i_0 \in (63^\circ, 67^\circ)$ и $a_0 \in [4, 4.4]$ тыс. км; вторая – $i_0 \in (113^\circ, 116^\circ)$ и $a_0 \in [4, 4.4]$ тыс. км.

На третьем этапе была рассмотрена задача построения системы спутников вокруг Луны. В качестве базового был выбран вариант ОГ типа околосемного, с определённым числом плоскостей $N_{пл}$ и КА $N_{КА}$ в плоскости, отвечающий следующим критериям качества системы:

- устойчивость орбиты во времени, которая определяется как стабильность высоты полёта КА;
- доступность видимости как минимум трёх или четырёх КА.

После выбора пар параметров a_0 и i_0 был проведён анализ структуры ОГ с точки зрения обзора аппаратами поверхности Луны. Рассмотрены четыре возможных варианта орбитальной структуры СС:

вариант 1 – 3×6 , $a_{01} = 4400$ км, $i_{01} = 66^\circ$, $\Omega_{01} \in \{30^\circ, 150^\circ, 270^\circ\}$;

вариант 2 – 3×6 , $a_{02} = 4400$ км, $i_{02} = 66^\circ$, $\Omega_{02} \in \{90^\circ, 210^\circ, 330^\circ\}$;

вариант 3 – 3×6 , $a_{03} = 4400$ км, $i_{03} = 113^\circ$, $\Omega_{03} \in \{30^\circ, 150^\circ, 270^\circ\}$;

вариант 4 – 3×6 , $a_{04} = 4400$ км, $i_{04} = 113^\circ$, $\Omega_{04} \in \{90^\circ, 210^\circ, 330^\circ\}$.

Для всех четырёх вариантов начальные аргументы широты в плоскостях составили $u_0 \in \{0^\circ, 20^\circ, 40^\circ\}$, а КА внутри каждой плоскости расположены через 60° друг от друга.

Для них показатели доступности КА $N_{КА} \geq 3$ и $N_{КА} \geq 4$ без учёта особенностей рельефа ($h=0^\circ$) составляют 1 и 0.999, а с учётом особенностей рельефа ($h=5^\circ$) – 0.999 и 0.964 соответственно.

На четвёртом этапе на примере приведённых выше четырёх вариантов орбитальной структуры СС был выполнен анализ устойчивости орбитальных группировок. Более предпочтительными оказались варианты 2 и 3 как требующие наименьших затрат на коррекцию эксцентриситета орбиты.

Из-за необходимости выполнения численных расчётов, требующих больших вычислительных мощностей и временных затрат, анализ был проведён для ограниченного набора дат ($n=4$). Однако это позволяет получить качественную картину особенностей

эволюции орбит ИСЛ, а также использовать разработанную методику анализа эволюции орбит ИСЛ для навигации и связи с объектами на поверхности Луны. Для повышения надёжности построения системы спутников вокруг Луны рекомендуется определить общие области устойчивости параметров орбит для большего числа дат.

Разработанная методика была применена для аппаратов с начальным аргументом широты 0° . Это привело к тому, что для некоторых КА в СС условное время существования получилось менее 1.5 лет. Этот недостаток можно восполнить, если провести исследование для остальных u_0 , что, однако, существенно увеличит вычислительные затраты. При этом для всех КА в СС общая область устойчивости может отсутствовать. Получение такой информации позволит выбрать лучшие параметры орбит ИСЛ с точки зрения условного времени существования, что уменьшит число проводимых коррекций. Дальнейшая работа будет продолжена в этих направлениях.

список литературы

Болкунов А.И., Сердюков А.И., Игнатович Е.И., Балашова Н.Н. и др. Выбор орбитальной группировки для лунной информационно-навигационной обеспечивающей системы // Полёт. 2012. № 3. С. 52-59.

Гордиенко Е.С., Ивашкин В.В. Анализ оптимального трехимпульсного перехода на орбиту искусственного спутника Луны // Инженерный журнал: наука и инновации. 2016. Вып. 3. С. 1-18.

Гордиенко Е.С., Худорожков П.А. К вопросу выбора рациональной траектории полёта к Луне // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 1. С. 15-25.

Зеленый Л.М., Зайцев Ю.И. Автоматы могут всё! // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2014. № 4. С. 16-22.

Хартов В.В. От исследования к освоению ресурсов Луны. Вчера и завтра (К 50-летию космической деятельности НПО имени С.А. Лавочкина) // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2015. № 3. С. 8-13.

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., Зеленый Л.М., Долгополов В.П., Ефанов В.В. и др. Новые российские лунные автоматические космические комплексы (К 45-летию космической деятельности НПО им. С.А. Лавочкина и 40-летию КА «ЛУНА-16» и КА «ЛУНА-17») // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2010. № 4. С. 5-12.

Standish E.M. JPL Planetary and Lunar Ephemerides. DE405/LE405. JPL Interface memorandum IOM 312. 1998. F-98-048.

Статья поступила в редакцию 31.08.2016 г.

ПЕРСПЕКТИВА РАЗВИТИЯ ГИДРОМЕТЕОРОЛОГИЧЕСКОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ С ПОМОЩЬЮ МНОГОЦЕЛЕВОЙ КОСМИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ «АРКТИКА»

PERSPECTIVES OF DEVELOPMENT OF HYDROMETEOROLOGICAL SERVICES BY MEANS OF MULTI-PURPOSE SPACE SYSTEM «ARCTIC»



В.В. Степанов¹,
старший научный сотрудник,
доцент, доктор технических наук,
vvs@aari.ru;
V.V. Stepanov

В статье рассмотрена возможность использования перспективной многоцелевой космической системы «АРКТИКА» для создания и ведения режима ситуационной осведомлённости о гидрометеорологической и ледовой обстановке по акватории Северного Ледовитого океана и Арктического региона в целом с использованием принципа сетецентричности. Такая возможность стала реальностью, когда анализ синоптической обстановки с использованием средств дистанционного зондирования из расчётного перешёл в разряд непосредственно наблюдаемых.

Ключевые слова:
гидрометеорологическое обеспечение;
ледовая обстановка;
ситуационная осведомлённость;
сетецентричность; МКС «АРКТИКА».

ВВЕДЕНИЕ

С началом использования искусственных спутников Земли для дистанционного зондирования атмосферы и подстилающей поверхности с геоцентрических орбит были созданы условия непосредственного наблюдения крупномасштабных непериодических гидрометеорологических процессов синоптического масштаба размером от тысячи до нескольких тысяч километров. При этом использование такой информации

In the article the opportunity of use of perspective multi-purpose space system «ARCTIC» for creation and implementing of situational awareness mode on hydrometeorological and ice conditions on water area of the Arctic ocean and the Arctic region as a whole with use of a network-centric principle is considered. Such the opportunity became a reality when the analysis of synoptic conditions with use of means of remote sounding from calculations has passed in the category of observations.

Key words:
hydrometeorological service;
ice conditions;
situational awareness;
network-centric; ISS «ARCTIC».

в оперативном гидрометеорологическом обеспечении (ГМО) вызвало необходимость применения методов, адекватных новому подходу к анализу информации в целях определения процессов и явлений в атмосфере и структуры изображений нарушения сплошности ледяных полей. Настоящая статья описывает новый подход к ГМО, реализация которого связана с созданием многоцелевой космической системы «АРКТИКА».

¹ ФГБУ «Арктический и антарктический научно-исследовательский институт», Россия, г. Санкт-Петербург.

State Research Center «Arctic and Antarctic Research Institute», Russia, Saint-Petersburg.

1. Состав многоцелевой космической системы «АРКТИКА»

С вводом в эксплуатацию многоцелевой космической системы «АРКТИКА» (МКС «АРКТИКА») (Автоматические космические аппараты..., 2010; Полищук Г.М. и др., 2009) возникнут особые условия наблюдений и связи, которые позволят решить ряд проблем повышения качества гидрометеорологической информации в Арктическом регионе.

МКС «АРКТИКА» (рисунок 1) включает: космический контур; наземный комплекс приёма, обработки и распространения данных (НКПОР); наземный комплекс управления космическими аппаратами (КА) и наземный сегмент системы связи. В орбитальную группировку МКС «АРКТИКА» входят: КА «АРКТИКА-М» на высокоэллиптических орбитах; КА «АРКТИКА-Р» – на низких орбитах с многофункциональным многорежимным радиолокатором с синтезированной апертурой X-диапазона высокого разрешения; связные КА «АРКТИКА-МС» на высокоэллиптических орбитах.

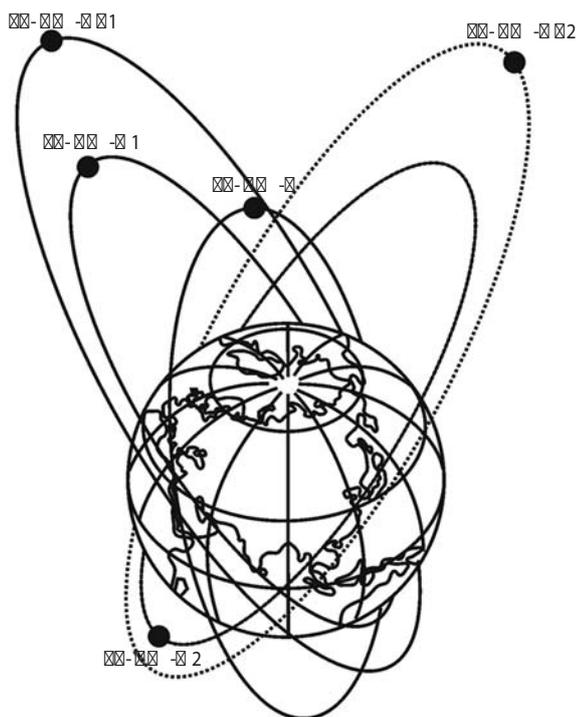


рисунок 1. Баллистическая группировка МКС «АРКТИКА»

Известно, что применение принципиально новых технических средств практически всегда изменяет технологию оперативного ГМО, осуществляемого с их помощью (Степанов В.В. Очерки..., 2011). Аналогичная ситуация может наступить и в случае развертывания МКС «АРКТИКА», имеющей в своём составе КА, расположенные на солнечно-синхронных орбитах, и КА, запускаемые на высокоэллиптические орбиты типа «Молния».

Применение на указанных орбитах комплекса средств дистанционного зондирования стало возможным после испытаний технологий обработки данных на базе геостационарных спутников серии «ЭЛЕКТРО-Л» (Асмус В.В. и др., 2012; Бабышкин В.Е., 2011).

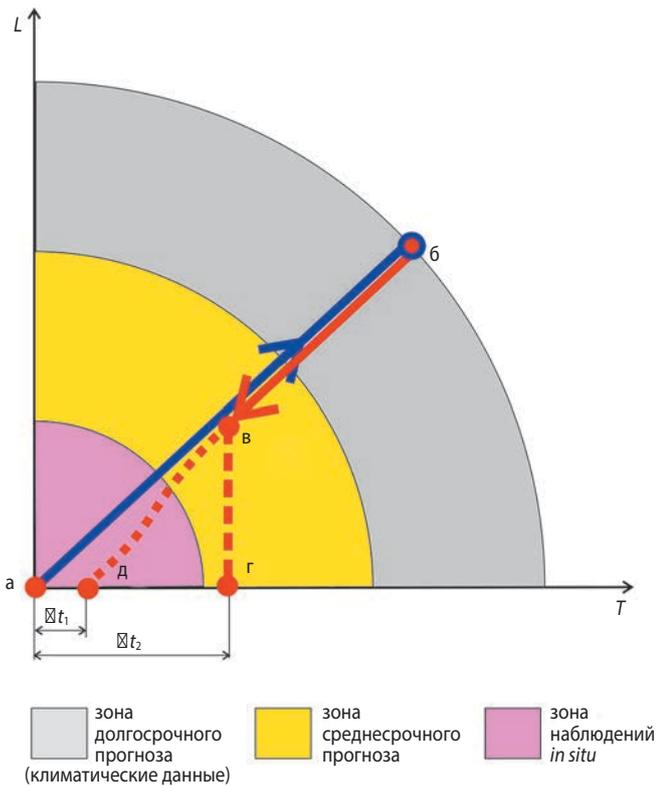
Использование МКС «АРКТИКА» может вывести гидрометеорологическое и ледовое обеспечение на качественно новый уровень. Новизна заключается в обеспечении перехода от представления пользователю конкретной номенклатуры параметров состояния окружающей среды в определённые сроки к управлению рисками всех пользователей – участников деятельности в Арктике на основе постоянно доступной информации из системы ситуационной осведомлённости (Степанов В.В. Теоретические..., 2011). Этот переход может быть осуществлён действиями технологического и технического характера.

2. Действия технологического характера

Указанные действия связаны с необходимостью использования современных методов планирования морских арктических операций и осуществления учёта ледовой обстановки при обеспечении работ участников морской деятельности в акватории Северного Ледовитого океана (СЛО); они обусловлены необходимостью отказа от использования хронокартографического метода представления информации как механизма получения пользователями информации для оперативного ледового обеспечения. Необходимость отказа связана с переходом к сетцентрической системе управления – управления распределённой системой, характеризующейся принципами открытости, самоорганизации, слабой иерархии в контуре принятия решений и способностью порождать цели внутри себя. Термин «сетцентрический» применительно к системе управления означает, что объектом управления является распределённая система, а сама она характеризуется определёнными свойствами (Ефремов А.Ю. и др., 2012; Кондратьев А.Е., 2012).

3. Необходимость перехода к новой технологии оперативного ГМО

Указанное действие следует из анализа положений ряда теорий управления операциями. Так, например, анализ циклов Бойда (Ивлев А.А., 2008; Fadok D.S., 1997) объясняет эту необходимость требованием сокращения операционных этапов циклов (у Дж. Бойда их четыре: наблюдение → ориентировка → решение → действие). Пространственно-временной континуум зон «наблюдение» и «прогноз» приведён на рисунке 2. Уменьшение времени выполнения этапов даёт, в свою очередь, возможность увеличить срок принятия решения без увеличения рисков.



L – пространственный размер; T – временной размер; a – момент наблюдения процесса; $б$ – дата планирования операции; $в$ – точка бифуркации; $г$ – период выпуска ледовых карт; $д$ – периодичность срочных метеорологических наблюдений; Δt_1 – удлинение этапа получения метеорологических параметров атмосферы; Δt_2 – удлинение этапа получения характеристик ледяного покрова.

рисунок 2. Удлинение операционных этапов при использовании хронокартографического метода

Рисунок 2 иллюстрирует согласованность пространственно-временного континуума планируемых действий (стрелки) и проведения морских операций (пунктир).

Из четырёх этапов цикла Бойда первый этап – «наблюдение» – связан с получением информации, описывающей состояние окружающей среды, которая для проведения операций в акватории замерзающих морей включает данные о состоянии атмосферы и ледяного покрова. Как известно, совершенствование технологий наблюдения дистанционными методами в настоящее время происходит двумя путями:

1 – путь качественного улучшения технических характеристик датчиков дистанционного зондирования за счёт увеличения чувствительности, расширения рабочего диапазона и миниатюризации чувствительных элементов датчиков дистанционного зондирования. Данное направление привело к созданию гиперспектральных приборов, работающих практически в непрерывном диапазоне спектра электромагнитных волн;

2 – путь качественного расширения возможности получения общей ситуационной картины на основе преимуществ системы.

Оптимальное использование преимуществ структуры и информационной среды МКС «АРКТИКА» неизбежно приведёт к получению данных с больших территорий практически в режиме реального времени, что требует необходимости выбора для усвоения разнородных данных оптимального режима информационного обеспечения. При использовании МКС «АРКТИКА» такое обеспечение возможно только на основе поддержки режима ситуационной осведомлённости, которая становится глобальной по размаху и детальной по обеспечиваемой точности характеристик объектов системы атмосфера – подстилающая поверхность.

Учёт всех особенностей использования МКС «АРКТИКА» позволяет решить задачу объединения в единую сеть всех систем наблюдения (как наземных, так и космических), систем управления для обеспечения действий сил и средств на акватории СЛО.

Переход от хронокартографического метода представления информации к сетевому режиму обеспечения рассмотрим на примере метеорологического (Xiuhua Wang et al., 2012) и ледового (Российская Национальная ледовая служба, 2014) обеспечения (рисунок 2).

Измерение параметров атмосферы осуществляется на сети наблюдения Росгидромета в синоптические сроки с интервалом $\Delta t_1=3$ часа. С такой же периодичностью данные становятся доступными для потребителей. Сокращение этого интервала (практически до $\Delta t_1=0$) возможно с использованием технологий наукастинга – методики сбора, обработки, передачи и сверхкраткосрочного прогноза метеорологических величин и явлений до интервала в несколько минут.

Если информация о ледовой обстановке передаётся потребителям в виде карт, то интервал Δt_2 в настоящее время составляет несколько суток, а его сокращение может быть достигнуто за счёт возможности доступа потребителей к ледовой и гидрометеорологической информации в реальном масштабе времени.

Баллистическая группировка МКС спроектирована таким образом, что обеспечивается непрерывный обзор всей акватории Северного Ледовитого океана и окраинных морей Российской Арктики, чем достигается возможность уменьшения Δt_2 до нескольких минут (в пределе – до 10–30).

Гидрометеорологическая информация представляет ценность только при условии её своевременного доведения до потребителя. Как показал практический опыт современного зарубежного оперативного обеспечения, указанный режим обеспечивает сетевую систему управления с использованием единой глобальной координатной системы, не опосредованной картографическими условностями изображений и проекций – геоцентрической системы координат. Она же представляет возможность не только массового создания локализованных в пространстве и времени

данных самими пользователями, но и параллельное, незамедлительное и непосредственное картографическими и иными условностями, включение этих данных в общий ситуационный контекст. Возможность такого подхода была показана, например, в (Клименко С.В. и др., 2008; Клименко А.С. и др., 2011).

Не вполне очевидна необходимость перехода к использованию геоцентрической системы координат. Она, на первый взгляд, изменяет только картографическую проекцию картографической продукции. На практике применение геоцентрической системы координат дало возможность свести всю доступную разномасштабную информацию в едином, нефрагментированном пространственно-временном континууме. Последнее даже вызвало появление новой научно-практической дисциплины – неогеографии, которая в совокупности с сетцентрической системой даёт возможность получить следующие результаты (Ефремов А.Ю. и др., 2012):

- взаимодействие многопрофильных подсистем сильносвязанных стационарных и/или мобильных объектов в едином информационном пространстве, позволяющее обеспечить формирование целостной «картины» событий, адекватно отражающей текущее состояние всей системы в реальном времени;
- выработку согласованных управляющих воздействий, направленных на достижение целей управления в соответствии с заложенной моделью управления и с учётом «компетенции» управляемых единиц для каждого объекта;
- привязку всех элементов системы к единому координатно-временному полю, чем достигается действие в едином пространстве состояний;
- своевременность предоставления данных для совместного использования;
- достижение самоорганизации системы управления и представления информации, т.е. обеспечение поддержки, восстановления и адаптации к новым условиям всей структуры и поведения, в частности возможности быть устойчивой к частичным отказам узлов сети и линий связи;
- достижение открытости системы, т.е. обеспечение обменом ресурсами с пользовательской средой;
- способность системы порождать цели внутри себя;
- создание системы поддержки принятия решений как распределённой и слабоиерархической, с активными промежуточными слоями.

Другим этапом, где можно уменьшить время цикла Бойда, является усвоение (осмысление) информации потребителями. В сетцентрической системе это достигается путём расчёта ими рисков выполнения различных операций и действий и получение различной по номенклатуре информации в реальном масштабе времени.

Причины технического характера частично связаны с предыдущими и относятся к разработке, развертыванию и эксплуатации технических средств системы наблюдений за окружающей средой, в том числе и МКС «АРКТИКА».

Включение в состав МКС связанных КА позволяет обеспечить режим ситуационной осведомлённости и сведение гидрометеорологических подразделений и пользователей в единую сетцентрическую систему (Арзуманян Р., 2008). В информационном плане это, прежде всего, относится к данным о нарушении сплошности ледяного покрова – разрывах, полыньях и разводьях – и синоптической обстановке. В таком случае достигается оптимизация не только информационного обеспечения, но и системы договорного и правового взаимодействия связи «поставщик информации – потребитель». В данном контексте сетцентрическое ГМО следует рассматривать более как процесс, чем единичное событие, связанное с представлением информации потребителям по заранее согласованной номенклатуре и трафику. При сетцентрическом ГМО пользователи становятся активными элементами самой системы ГМО и как источники достижения режима ситуационной осведомлённости.

Сетцентрические действия (СЦД) оперируют информационным превосходством (Smith E.A., 2002), что означает переход к новым метрикам и сосредоточению на измерениях, происходящих на выходе системы ГМО, в качестве таковой выступают все уровни организации отрасли (источник данных, отраслевая система, Росгидромет).

К основным принципам и руководящим правилам СЦД в части ГМО можно отнести следующие утверждения (Network Centric Warfare, 2001):

1. Малое изменение выхода замкнутой системы управления при малом изменении параметров объекта (робастность или устойчивость) сетевых сил улучшает совместное использование информации.

2. Совместное использование информации повышает её качество и улучшает совместную ситуационную осведомлённость.

3. Совместная ситуационная осведомлённость делает возможным координацию и самосинхронизацию, а также повышает устойчивость и скорость управления что, в свою очередь, значительно повышает эффективность деятельности.

Первое утверждение связано с необходимостью обеспечить собственный информационный доступ через сетевые и взаимодействующие силы и защиту информационных систем наблюдения.

Второе утверждение основано на уменьшении объёма собственных информационных нужд через улучшение способности использовать все средства сбора информации.

Третье утверждение означает трансляцию информации и знаний на требуемый уровень совместного понимания и ситуационной осведомлённости через всех участников объединённых действий.

Совместная ситуационная осведомлённость достигается созданием общей сети, содержащей обновляемые данные непосредственных наблюдений, как первичные наблюдения, так и обработанные данные, позволяющие участникам ГМО создавать и осуществлять совместную осведомлённость, соответствующую их требованиям (*Endsley M.R. et al., 2000*). Кроме этого, пользователи информации становятся её поставщиками в определённом объёме собственных наблюдений и несут ответственность за её своевременное и быстрое размещение в сети.

Указанные действия уменьшают время реагирования при принятии решений, что даёт возможность пользователям перевести информационное преимущество в преимущество в принятии решений.

Процесс принятия решения на основе гидрометеорологической информации при сетевом обеспечении можно описать в терминах «петли Бойда» – преобразования трёх пространств: физического, информационного и когнитивного, или же с использованием теории Бойда (*Клименко С.В., 2008; Степанов В.В. Очерки..., 2011*), когда результаты действий (в физическом пространстве) доводятся до более высокого уровня (информационное пространство) лица, принимающего решение (когнитивное пространство), о том, каким образом воздействовать на ход операций, которое затем доводится до лиц, принимающих решение различных уровней (информационное пространство) и превращается в реальность (физическое пространство).

Физическое пространство, охватывающее сушу, море, атмосферу, космическое пространство до высоты геостационарной орбиты и орбиты типа «Молния» и время, представляет собой традиционное пространство осуществления действий, в котором располагаются физические платформы (порты, корабли, буровые платформы, терминалы), коммуникационные сети и оперируют субъекты морской деятельности.

К информационному пространству можно отнести средства сбора, сопоставления и контекстуализации данных для получения всего спектра информационных продуктов, формируемых системой наблюдения, включая прогностическую.

Технические системы наблюдения ориентируются на достаточно узкий сектор физического и информационного пространств и используются на операционном уровне. Кроме процессов сбора, обработки и распространения информации для создания совместной ситуационной осведомлённости, информационное пространство охватывает все методы и средства передачи решений, планов и приказов, которые

транслируют активность когнитивного пространства в физические действия.

К когнитивному пространству относятся концепции и доктрины, стратегия и тактика отраслевых действий (*Cebrowski A.K., 2005*). Особенность СЦД заключается в необходимости понимания и формализации процесса принятия решения или в реализации оптимального режима механизма восприятия и осмысления лицом, принимающим решение, действий в физическом пространстве по картине, складывающейся в информационном пространстве, и в способе оценки возможных альтернатив и принятия решения.

Технология принятия решения, например, оказывает основное воздействие в вопросах выбора систем наблюдения и источников информации в каждый конкретный момент времени; в том, каким образом информация будет представлена в осмысление ситуации. Если когнитивное пространство не адекватно обстановке, восприятие и осмысление ситуации остаётся искажённым вне зависимости от объёма и качества информации.

Объектом МКС, входящим в состав НКПОР, который является ответственным за поддержание режима ситуационной осведомлённости, может быть информационно-аналитический центр (*Российская Национальная ледовая служба, 2014*), созданный на базе Центра «СЕВЕР» ФГБУ «ААНИИ», работающего с середины 80-х годов. В новом качестве указанный Центр представляет собой программно-технический комплекс для ведения режима ситуационной осведомлённости по акватории СЛО. Его функционирование должно быть основано на принципе работы системы класса 4i – «Интегрированная Интерактивная Интеллектуальная Информационно-аналитическая система» (*Клименко С.В., 2008*). В основе данной системы должна лежать интеграция методов и подходов ситуационной осведомлённости, неогеографии, виртуального окружения, интеллектуальных информационных технологий и хранения данных. Система имеет развитые возможности анализа динамики развития ситуации на основе геопространственной и семантической информации, получаемой от распределённой сети источников и вычисляемых карт рисков.

На основе анализа возможностей МКС «АРКТИКА» были получены новые охраноспособные решения по отдельным направлениям ГМО (*Степанов В.В., 2012; Степанов В.В. и др. Способ определения местообразования..., 2016; Степанов В.В. и др., 2015; Степанов В.В. и др. Способ определения поля..., 2016*).

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Таковы, в общих чертах, контуры возможной перспективы изменения процесса представления ледовой и гидрометеорологической информации потребителям с использованием МКС «АРКТИКА».

Предложенный режим использования данных, полученных с помощью МКС «АРКТИКА», трансформирует процесс представления информации пользователям в процесс принятия ими решений и управления рисками своей деятельности.

список литературы

Автоматические космические аппараты для фундаментальных и прикладных научных исследований / Под общ. ред. Г.М. Полищука, К.М. Пичхадзе. М.: МАИ-ПРИНТ, 2010. 660 с.

Арзуманян Р. Теория и принципы сетевых войн и операций // 21-й век. 2008. № 2 (8). С. 66-127.

Асмус В.В., Дядюченко В.Н., Загребав В.А., Милехин О.Е. и др. Развитие космического комплекса гидрометеорологического обеспечения на базе геостационарных спутников серии «Электро-Л» // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2012. № 1. С. 3-14.

Бабышкин В.Е. Инновационный гидрометеорологический космический комплекс «ЭЛЕКТРО» нового поколения // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2011. № 1. С. 3-8.

Ефремов А.Ю., Максимов Д.Ю. Сетевая система управления – что вкладывается в это понятие? // Труды третьей российской конференции с международным участием «Технические и программные средства систем управления, контроля и измерения». М.: ИПУ РАН, 2012. С. 158-161.

Ивлев А.А. Основы теории Бойда. Направления развития, применения и реализации. М., 2008. 64 с.

Клименко С.В., Брагута М.В. Использование систем виртуального окружения для визуализации информации в сфере управления электроэнергетическими системами // Вестник ИГЭУ. 2008. № 4. С. 52-57.

Клименко А.С., Вагин А.И., Еремченко Е.Н., Кириллов И.А. и др. Разработка и внедрение нового поколения Ситуационных центров МЧС // Тезисы докладов XVI Международной научно-практической конференции по проблемам защиты населения и территорий от чрезвычайных ситуаций на тему: «Технологии обеспечения комплексной безопасности, защиты населения и территорий от чрезвычайных ситуаций – проблемы, перспективы, инновации». М., ВВЦ, павильон № 75, 17–19 мая 2011. 12 с.

Кондратьев А.Е. Будущее сетевых войн // Независимое военное обозрение. Интернет-версия от 07.09.2012 [http://nvo.ng.ru/concepts/2012-09-07/1_web_war.html] (дата обращения: 10.05.2016).

Полищук Г.М., Родин А.Л., Федоров О.С., Носенко Ю.И. и др. Многоцелевая космическая система. Патент РФ № 2360848: МПК6 В64Г 1/10; заявитель и патентообладатель ФГУП «Научно-производственное объединение им. С.А. Лавочкина»; заявл. 25.01.2008; опубл. 10.07.2009. Бюл. № 19. 3 с.

Российская Национальная ледовая служба: техническое предложение, пояснительная записка: АИИС.52.17.001-15-ПЗ/ААНИИ / отв. исполн. В.В. Степанов. СПб., 2014. 119 с.: ил. /Фонд данных о состоянии окружающей природной среды. Инв. № Р-6244.

Степанов В.В. Очерки спутниковой синоптической метеорологии. СПб.: ЛЕМА, 2011. 192 с.

Степанов В.В. Теоретические основы практического использования спутниковой синоптической метеорологии. СПб.: ЛЕМА, 2011. 269 с.

Степанов В.В. Устройство стабилизации всенаправленной антенны. Патент РФ № 2449433: МПК6 Н01Q1/18; заявитель и правообладатель Степанов В.В.; заявл. 04.02.2011; опубл. 27.04.2012. Бюл. № 12. 3 с.

Степанов В.В., Смирнов В.Г. Способ определения местообразования айсбергов выводных ледников. Патент РФ № 2577917: МПК6 G01C 11/00; заявитель и правообладатель ФГБУ «Арктический и Антарктический науч.-исслед. ин-т»; заявл. 07.10.2014; опубл. 20.03.2016. Бюл. № 8. 3 с.

Степанов В.В., Усольцева Е.А. Способ определения поля дрейфа морских льдов. Патент РФ № 2582850 РФ: МПК6 G01C21/00; заявители и правообладатели Степанов В.В., Усольцева Е.А.; заявл. 01.04.2014; опубл. 27.04.2016. Бюл. № 12. 3 с.

Степанов В.В., Усольцева Е.А. Устройство для определения поля дрейфа морского льда. Патент РФ № 155905: МПК6 G01C11/00; заявители и правообладатели Степанов В.В., Усольцева Е.А.; заявл. 19.12.2014; опубл. 20.10.2015. Бюл. № 29. 3 с.

Cebrowski A.K. The Implementation of Network-Centric Warfare. Department of Defense, Washington DC: Office of the Secretary of Defense, 5 January 2005. 82 p.

Endsley M.R., Garland D.J. Situation awareness: analysis and measurement. Lawrence Erlbaum Associates, 2000 Mahwah, New Jersey London 2000. 350 p.

Fadok D.S. John Boyd and John Warden: Airpower's Quest for Strategic Paralysis. The Paths of Heaven: The Evolution of Airpower Theory, Maxwell AFB, AL: Air University Press, 1997. 59 p.

Network Centric Warfare, Department of Defense Report to Congress, 27 July 2001. Washington, DC, 2001. 27 July 2001. 201 p.

Smith E.A. Effects Based Operations: Applying Network-centric Warfare in Peace, Crisis, and War. Washington, DC: DoD Command and Control Research Program (CCRP) Publication Series, 2002. 30 April 2008. 556 p.

Xiuhua Wang, Xin Wei, Haiyan Wang. Network Centric Warfare Analysis of US Army. Advances in Information Technology and Industry Applications // Springer Science & Business Media. 2012. P. 573-578.

Статья поступила в редакцию 30.05.2016 г.

МЕТОД ЛИНЕАРИЗАЦИИ В ЗАДАЧАХ ОПТИМИЗАЦИИ ТРАЕКТОРИЙ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С МАЛОЙ ТЯГОЙ. ДЕТАЛИ РЕАЛИЗАЦИИ

THE METHOD OF LINEARIZATION IN OPTIMIZATION PROBLEMS OF LOW THRUST SPACECRAFT TRAJECTORIES. IMPLEMENTATION DETAILS



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

В работе рассматриваются детали реализации модифицированного метода линеаризации, который позволяет решать довольно широкий класс нелинейных оптимизационных задач, возникающих при оптимизации траекторий космических аппаратов с малой тягой. Основное внимание уделено построению области допустимых вариаций, оказывающей существенное влияние на эффективность метода в целом.

Ключевые слова:
малая тяга;
нелинейная оптимизация.

ВВЕДЕНИЕ

В предыдущей работе (Казмерчук П.В., 2016) были рассмотрены вычислительные аспекты реализации модифицированного метода линеаризации (ММЛ) применительно к задачам оптимизации траекторий космического аппарата (КА) с малой тягой, а именно вопросы интегрирования составной динамической системы, сопряжённых систем и вычисление необходимых производных. Неохваченными остались вопросы построения области допустимых вариаций. Выбор размера области допустимых вариаций управления, пожалуй, один из самых важных моментов, влияющих на скорость спуска к минимуму. Чем больше область допустимых вариаций, тем меньшее количество итераций

In article, implementation details of the modified linearization method which allows to solve wide class of nonlinear optimization tasks with nonlinear constraints arising in the optimization of low thrust spacecraft trajectories are considered. The focus is on the construction of the tolerance variations area of exerting significant influence on the effectiveness of the method.

Keywords:
low thrust;
nonlinear constrained optimization.

требуется для достижения минимума; с другой стороны, при больших размерах области линейные модели вариаций функционалов начинают плохо соответствовать их реальным приращениям – сказывается нелинейность задачи. Слишком малый размер области приводит к существенному замедлению сходимости. Порой очень трудно дать рекомендации по выбору размера области допустимых вариаций, т.к. оптимальный размер области зависит от многих, часто заранее неизвестных факторов: характера искомого управления, оптимального шага аппроксимации управления, степени нелинейности задачи и др. Рассмотрим подробно детали построения этой области.

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

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

1. Построение области допустимых вариаций

Под областью допустимых вариаций понимается окрестность текущего вектора управлений после аппроксимации (см. алгоритм в (Казмерчук П.В., 2015)), в которой решается задача линейного программирования. Область допустимых вариаций решает две основные задачи:

- обеспечивает выполнение ограничений на управление;
- обеспечивает условия линеаризации.

Выполнение ограничений на управление обеспечивается заданием выпуклой оболочки векторов – конуса допустимых вариаций (Казмерчук П.В., 2015), представляющего собой допустимые направления движения в пространстве управлений на текущей итерации метода. Конус допустимых вариаций на каждой итерации должен формироваться вновь исходя из геометрии области допустимых управлений и положения управления в этой области на текущей итерации. Последнее обстоятельство заставляет проводить решение геометрической задачи (на самом деле довольно простой) по построению конуса допустимых вариаций на каждой итерации.

Рассмотрим этот процесс на примере. Напомним, что область допустимых вариаций имеет вид (Казмерчук П.В., 2015)

$$\delta \mathbf{p}^i = \sum_{k=1}^{q_p^i} h_k^i \mathbf{v}_k^i, \quad i = 0 \dots N; \quad (1)$$

$$\delta \mathbf{w}_{g,k}^i = \sum_{k=1}^{q_u^i} w_{g,k}^i \xi_{g,k}^i, \quad g = 1 \dots K^i - 1, \quad i = 1 \dots N.$$

Числа h_k^i , $w_{g,k}^i$ на каждой итерации определяются из решения задачи линейного программирования. Наборы векторов \mathbf{v}_k^i , $\xi_{g,k}^i$ – допустимые направления движения в пространстве управлений на текущей итерации метода. Числа q_p^i , q_u^i – количество векторов \mathbf{v}_k^i и $\xi_{g,k}^i$ соответственно (размерность конуса допустимых вариаций), которое может как совпадать, так и быть больше размерности вектора управления.

Для того чтобы обеспечить невыход за пределы области допустимых управлений, на числа h_k^i , $w_{g,k}^i$ накладываются ограничения

$$\begin{aligned} Sh_k^{i,-} \leq h_k^i \leq Sh_k^{i,+}, \\ Sw_{g,k}^{i,-} \leq w_{g,k}^i \leq Sw_{g,k}^{i,+}, \end{aligned} \quad (2)$$

где числа $h_k^{i,-}$, $h_k^{i,+}$, $w_{g,k}^{i,-}$, $w_{g,k}^{i,+}$ задают область, в которой решается задача линейного программирования; S – шаг метода.

В приложении к задачам механики космического полёта с малой тягой, а именно к задачам траекторной оптимизации, часто управлением являются величина и направление вектора тяги (Константи-

нов М.С., Мин Тейн, 2015), создаваемого двигательной установкой КА. В данном случае удобно описывать вектор тяги КА в сферической системе координат, тогда в каждый момент времени он будет определяться тройкой чисел $\mathbf{u}(t)=[\alpha(t),\beta(t),p(t)]^T$, где α , β – углы, определяющие ориентацию единичного вектора направления тяги; p – тяга. Пусть направление тяги произвольное, а величина тяги ограничена $p(t) \in [0, p_{\max}]$, $\forall t \in [t_0, t_k]$. Тогда область допустимых управлений \mathbf{U} по координате p будет иметь вид, представленный на рисунке 1.

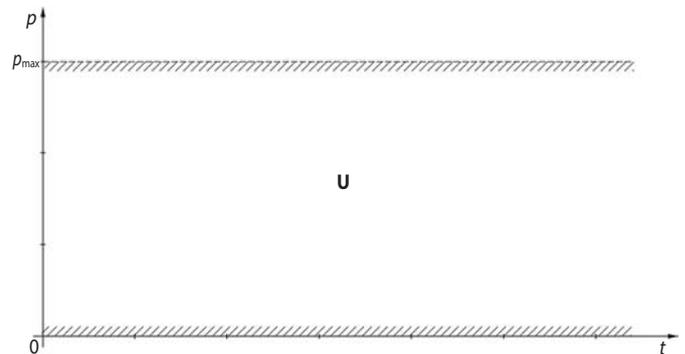


рисунок 1. Область допустимых управлений

В процессе поиска решения точка $p(t)$ будет перемещаться в пространстве управлений и возможны только три её принципиально различных положения:

1. $p(t)$ находится внутри области \mathbf{U} ;
2. $p(t)$ находится на границе области \mathbf{U} ;
3. $p(t)$ находится за пределами области \mathbf{U} .

На рисунке 2 представлены возможные положения точки $p(t)$ в пространстве управлений и допустимые направления движения.

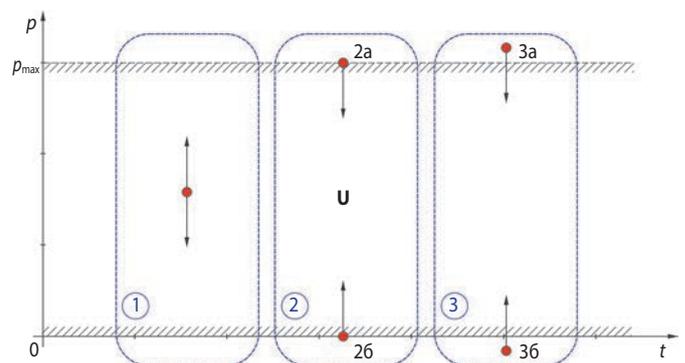


рисунок 2. Возможные положения точки $p(t)$ в пространстве управлений и допустимые направления движения

Введём в рассмотрение вектор, задающий размер области допустимых вариаций $\mathbf{V}_g^i = (V_{g\alpha}^i, V_{g\beta}^i, V_{gp}^i)^T$. Оставим пока открытым вопрос о построении этого вектора.

Для упрощения опустим индексы, относящиеся переменные к i -му участку составной динамической системы и к g -му интервалу аппроксимации управле-

ния. В нашем случае геометрия области управления тривиальна, а конус допустимых вариаций – ортогональная тройка векторов

$$q_u=3; \xi_1=(1,0,0)^T; \xi_2=(0,1,0)^T; \xi_3=(0,0,1)^T.$$

Рассмотрим, как будут выглядеть числа w_k^-, w_k^+ . Поскольку движение по первым двум направлениям не ограничено, то для любых случаев $w_1^- = -V_\alpha, w_2^- = -V_\beta, w_1^+ = V_\alpha, w_2^+ = V_\beta$. Для третьей координаты имеем три основных случая (рисунок 3).

Случай 1. Управление находится внутри области U , допустимы любые направления движения $w_3^- = -V_p, w_3^+ = V_p$.

Случай 2. Управление находится на верхней границе $w_3^- = -V_p, w_3^+ = 0$ ($w_3^- = 0, w_3^+ = V_p$ в случае нижней границы).

Случай 3. Недопустимое управление за верхней границей $w_3^- = -V_p, w_3^+ < 0$ ($w_3^- > 0, w_3^+ = V_p$ в случае нижней границы). $w_3^- < 0, w_3^+ > 0$ берётся для того, чтобы форсировать движение в допустимую область.

Отдельно необходимо обрабатывать ситуации, когда управление допустимо, но находится близко к границе и размер области допустимых вариаций превышает расстояние до границы. То есть, сделав шаг длиной V_p , мы получим недопустимое управление (рисунок 4).

Тогда числа w_3^-, w_3^+ определяются следующим образом:

- в случае верхней границы $w_3^- = -V_p, w_3^+ = \min(p_{\max} - p, V_p)$;
- в случае нижней границы $w_3^- = \max(-p, -V_p), w_3^+ = V_p$.

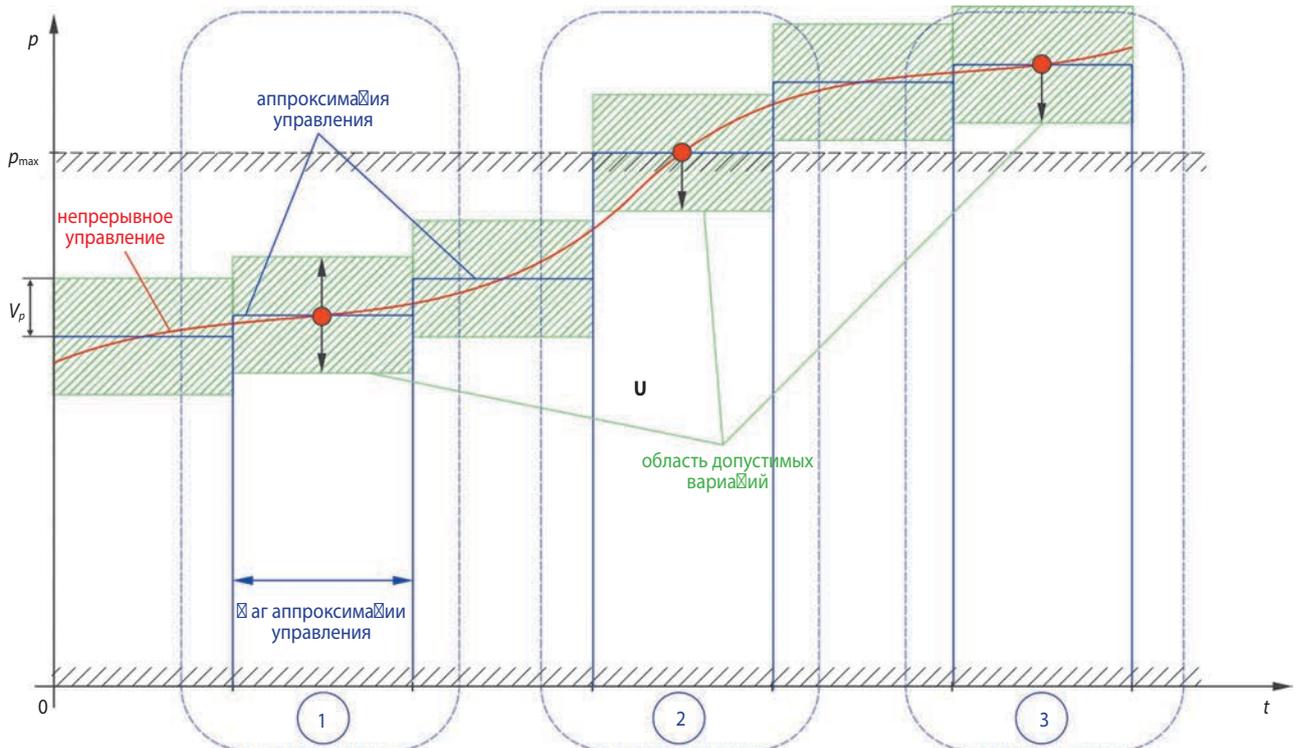


рисунок 3. К определению области допустимых вариаций

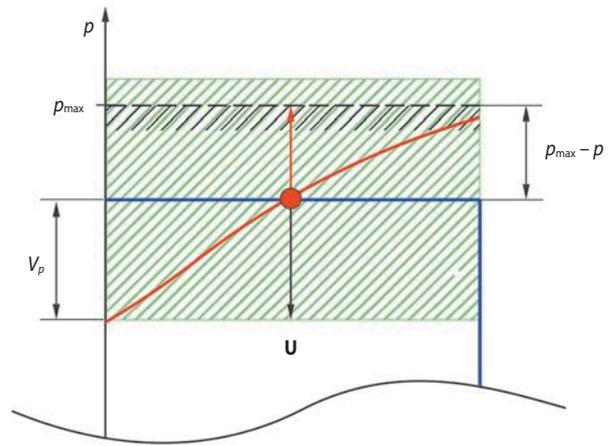


рисунок 4. К определению области допустимых вариаций вблизи границы

2. Определение размера области допустимых вариаций

В процессе разработки и отладки ММЛ были опробованы разные способы определения размера области допустимых вариаций. В основном это были численные методы, основанные на минимизации различных критериев, связывающих реальные изменения функционалов (полученные интегрированием уравнений движения) и их вариаций, вычисленных по линейным формулам.

При больших размерностях управления (из-за мелкого шага аппроксимации исходного непрерывного управления) и большой длительности траектории такой подход требовал неприемлемо много машинного времени. Для сокращения вычислительной сложно-

сти были попытки осуществлять поиск не по каждому направлению из конуса допустимых вариаций, а только в N случайных направлениях и результат затем усреднять. Однако указанная модификация не решила полностью проблемы с производительностью, алгоритм определения области допустимых вариаций занимал ~30% от общего времени расчёта. Более продуктивной оказалась другая идея.

Рассмотрим произвольный g -й интервал аппроксимации управления u_g^i , для простоты взятого одномерным. Для того чтобы выбрать размер g -й области допустимых вариаций, необходимо оценить поведение функционала J_j в точке u_g^i . Разложим функционал J_j в точке u_g^i в ряд, отбросив члены разложения порядка выше второго. Можно показать, что приращение функционала при изменении управления u_g^i будет иметь вид

$$\Delta J_j(\Delta u_g^i) = J_j'(u_g^i) \Delta u_g^i + \frac{1}{2} J_j''(u_g^i) (\Delta u_g^i)^2.$$

Значение Δu_g^i и есть размер области допустимых вариаций (рисунок 5). При его увеличении будет расти погрешность линеаризации, связанная с нелинейностью задачи (увеличиваться приращение функционала $\Delta J_{j_2} = \frac{1}{2} J_j''(u_g^i) (\Delta u_g^i)^2$). Однако, чем больше область, тем быстрее будет происходить спуск к минимуму.

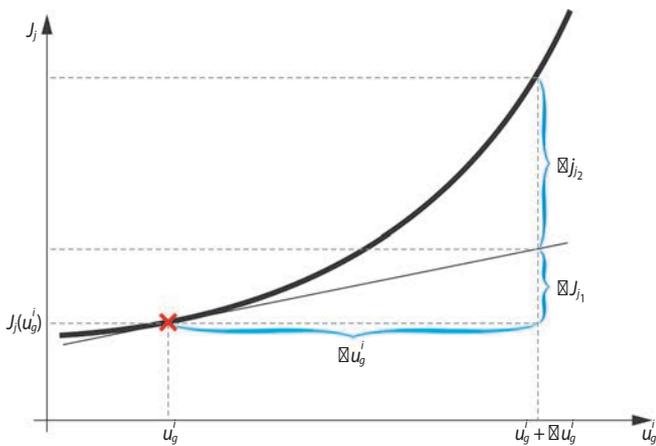


рисунок 5. К определению размера области допустимых вариаций

Выберем значение Δu_g^i таким образом, чтобы приращения функционала от нелинейной и линейной частей были равны. Это даст достаточно большое значение Δu_g^i в случае близкой к линейной зависимости функционала и быстро ограничит Δu_g^i в случае высокой степени нелинейности

$$\Delta J_{j_2} = \Delta J_{j_1};$$

$$\frac{1}{2} J_j''(u_g^i) (\Delta u_g^i)^2 = J_j'(u_g^i) \Delta u_g^i;$$

$$\Delta u_g^i = 2 \frac{J_j'(u_g^i)}{J_j''(u_g^i)}.$$

Для практических вычислений удобно добавить коэффициент пропорциональности $k > 0$, который позволит дополнительно подстраивать размер области допустимых вариаций под конкретную задачу

$$\Delta u_g^i = 2k \frac{J_j'(u_g^i)}{J_j''(u_g^i)}.$$

В случае линейной зависимости функционала от управления $J_j''(u_g^i) = 0$ предлагается размер области допустимых вариаций выбирать обратно пропорционально первой производной

$$\Delta u_g^i = \frac{k}{J_j'(u_g^i)}.$$

То есть чем выше скорость изменения функционала, тем меньше шаг. Это позволяет ограничить шаг по управлению на участках с высокой чувствительностью функционалов к вариациям управления и наоборот, выбрать более крупный шаг, ускорив движение на участках с низкой чувствительностью.

Такой алгоритм вычисления размера области допустимых вариаций был реализован и показал хорошие результаты. Помимо повышения вычислительной эффективности построения области допустимых вариаций, он позволил улучшить скорость сходимости всего метода в целом.

Очевидно, что для реализации такого алгоритма необходимо эффективно оценивать J_j' и J_j'' . Именно оценивать, поскольку высокая точность здесь не нужна. Это объясняется тем фактом, что в процессе оптимизации управление будет смещаться в пространстве управлений и поведение функционалов в его окрестности будет меняться, а следовательно, информация о размерах области допустимых вариаций будет устаревать. С другой стороны, размер области допустимых вариаций дополнительно контролируется параметром S (см. (2) и алгоритм ММЛ в (Казмерчук П.В., 2015)), и это позволяет пропорционально обновлять его в процессе решения. Таким образом, достаточно перед началом оптимизации оценить относительные размеры области допустимых вариаций для различных компонент управления, которые, как правило, имеют различный физический смысл и поэтому могут сильно различаться масштабами значений. Напомним, что под управлением понимаются параметры \mathbf{p}^i , с помощью которых описываются параметры и даты гравиманёвров, проектные параметры КА и т.д., и функции $\mathbf{u}^i(\cdot)$, с помощью которых описывается управление в привычном смысле, например ориентация и величина вектора тяги.

Прежде чем перейти к подробностям вычисления J_j' и J_j'' , рассмотрим кратко ещё один подход к определению размеров области допустимых вариаций. Ряд авторов, например (Пишеничный Б.Н., Данилин Ю.М., 1975), включают параметры, определяющие область допустимых вариаций, в минимизируемый на каждой итерации линеаризованный функционал. Это позволя-

ет определять оптимальный размер области допустимых вариаций на каждом шаге метода. Однако платой за это является переход от задачи линейного программирования к задаче квадратичного программирования, решение которой существенно сложнее. Как такая замена влияет на общую эффективность метода (затраты машинного времени на получение решения) – вопрос открытый, поскольку очевидное сокращение количества итераций для достижения минимума может нивелироваться увеличением времени самой итерации.

Рассмотрим подробности вычисления J'_j и J''_j . Значения J'_j уже присутствуют в алгоритме ММЛ – это интегралы от производных Фреше.

Для каждого g -го интервала аппроксимации управления производная ω_g представляет собой скорость изменения функционала при вариации g -го управления u_g (рисунок 6). Алгоритм вычисления функциональных производных подробно описан в (Казмерчук П.В., Усачов В.Е., 2011). Напомним, что для вычисления указанных производных достаточно одного интегрирования сопряженной системы (для каждого функционала) в независимости от размерности вектора управления.

Прямое вычисление второй производной с помощью конечно-разностных соотношений, например

$$J''_{j,g}(u) = \frac{J(u_g + h) - 2J(u_g) + J(u_g - h)}{h^2}$$

из-за необходимости варьирования каждой компоненты управления потребует достаточно много машинного времени, т.к. после аппроксимации исходное управление имеет достаточно большую размерность $K \sim 10^2 \div 10^3$. Соответственно, количество интегрирований системы уравнений в этом случае будет прямо пропорционально K .

В идеале хотелось бы иметь процедуру вычисления вторых производных, аналогичную процедуре

вычисления первых производных (Казмерчук П.В., Усачов В.Е., 2011). Её можно построить аналогичным образом, оставив в разложении функционалов в ряд не только линейные, но и квадратичные члены. Однако это существенно усложняет выкладки и делает задачу очень трудоёмкой.

Для быстрой оценки вторых производных предлагается следующий алгоритм. Рассмотрим два близких вектора управлений $\alpha(\cdot)+h$ и $\alpha(\cdot)-h$ (имеется в виду управление $\alpha(\cdot)$ после аппроксимации) (Казмерчук П.В., 2015). Эти векторы строятся простым прибавлением и вычитанием малой величины h к каждой компоненте вектора управлений. Для каждого g -го интервала аппроксимации, используя алгоритм (Казмерчук П.В., Усачов В.Е., 2011), получим соответствующую первую производную $\omega_{j,g}(u_g+h)$ и $\omega_{j,g}(u_g-h)$. Вторую производную получим с помощью конечно-разностной формулы

$$J''_{j,g}(u) = \frac{\omega_{j,g}(u_g + h) - \omega_{j,g}(u_g - h)}{2h}.$$

Поскольку весь набор первых производных для j -го функционала $\omega_{j,g}$, $g = 1 \dots K-1$ мы получаем за одно интегрирование назад сопряжённой системы, объём вычислений для оценки вторых производных будет зависеть лишь от количества функционалов в задаче $j=0 \dots m$.

Это оценка довольно грубая, однако достаточная для успешного решения большинства практических задач. Ниже приведён сравнительный анализ точных значений вторых производных и их оценок, полученных с помощью предложенного алгоритма. Сравнение проводилось на задаче оптимизации перелёта КА с солнечным парусом к Марсу (Жуков А.Н., Лебедев В.Н., 1964). В постановке задачи четыре функционала – критерий и три ограничения.

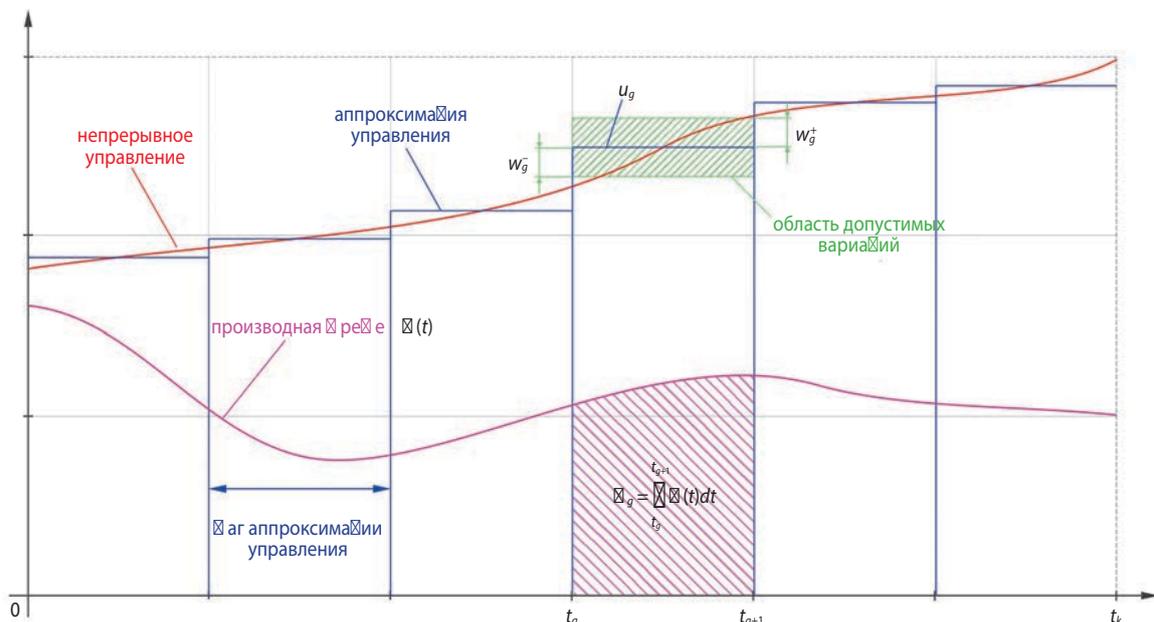


рисунок 6. К вычислению производных Фреше

МЕТОД ЛИНЕАРИЗАЦИИ В ЗАДАЧАХ ОПТИМИЗАЦИИ ТРАЕКТОРИЙ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С МАЛОЙ ТЯГОЙ. ДЕТАЛИ РЕАЛИЗАЦИИ

таблица – Сравнение вариантов решения задачи

параметр	вторые производные (точно)	вторые производные (оценка)
количество итераций	34	31
время решения задачи	1 мин 34 с 819 мс	1 с 993 мс
время построения области допустимых вариаций	1 мин 32 с 864 мс	252 мс
значение критерия (меньше – лучше)	405,49	405,496

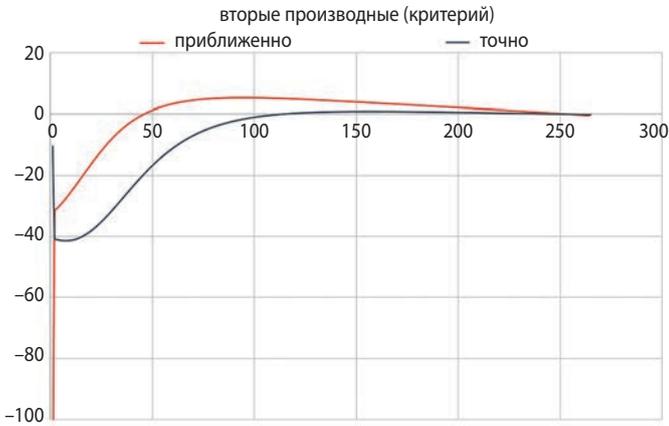


рисунок 7. Первый функционал – критерий (время перелёта)

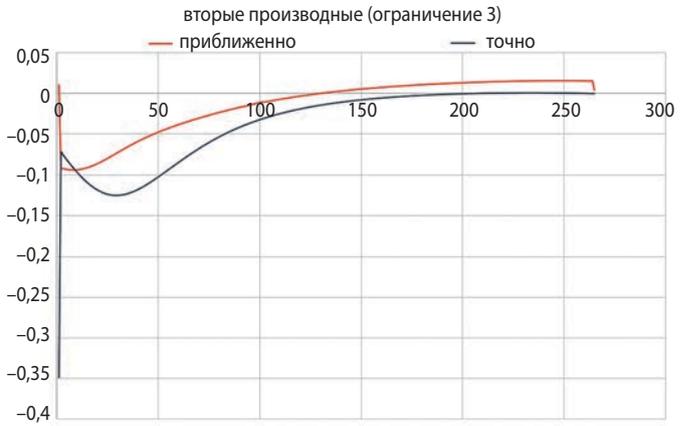


рисунок 10. Четвёртый функционал – ограничение на расстояние

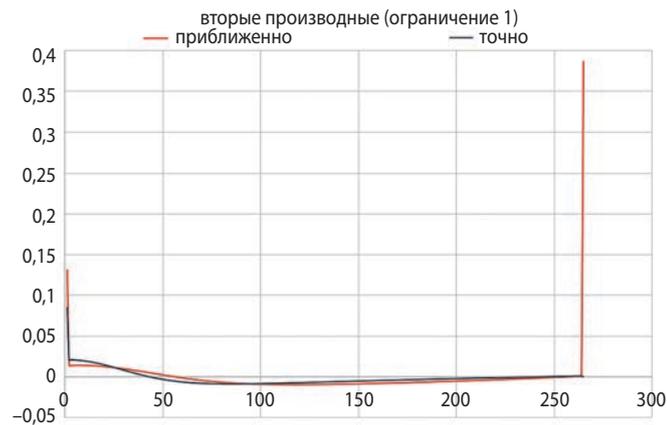


рисунок 8. Второй функционал – ограничение на радиальную скорость

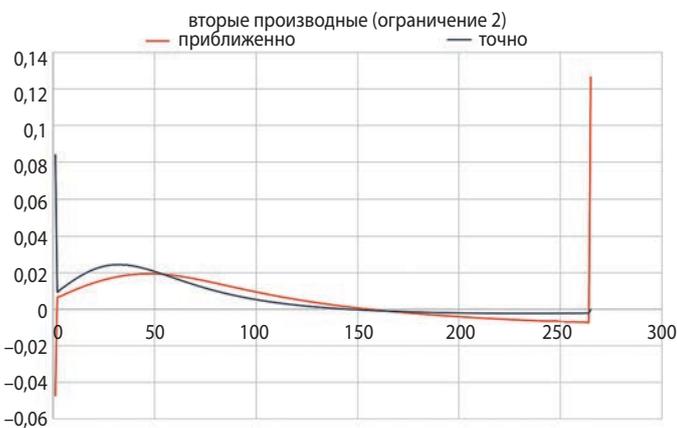


рисунок 9. Третий функционал – ограничение на трансверсальную скорость

В заключение задача была решена с алгоритмом построения области допустимых вариаций, использующим точные вторые производные (вычисленные методом Риддера) и с алгоритмом, использующим оценки вторых производных. Результаты представлены в таблице.

В варианте с точным вычислением вторых производных значение критерия чуть лучше, однако время, затраченное на решение задачи, на порядки больше.

список литературы

Жуков А.Н., Лебедев В.Н. Вариационная задача о перелете между гелиоцентрическими круговыми орбитами с помощью солнечного паруса // Космические исследования. 1964. Т. 2, № 1. С. 46-50.

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

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

Казмерчук П.В., Усачов В.Е. Вычисление производных Фреше в задачах оптимизации сложных траекторий КА с малой тягой // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2011. № 4. С. 44-54.

Константинов М.С., Мин Тейн. Квазиоптимальные траектории полёта к Юпитеру с последовательностью гравитационных маневров у Земли // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2015. № 2. С. 70-76.

Пшеничный Б.Н., Данилин Ю.М. Численные методы в экстремальных задачах. М.: Наука, 1975. 320 с.

Статья поступила в редакцию 22.06.2016 г.

К ВОПРОСУ О ФОРМИРОВАНИИ ОКОЛОКРУГОВЫХ ОКОЛОЗЕМНЫХ НИЗКОВЫСОТНЫХ ОРБИТ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА



А.Е. Евграфов¹,
eae@laspace.ru;
A.E. Evgrafov

Рассмотрен подход к высокоточному описанию траектории космического аппарата в гравитационном поле фигуры реальной Земли, основанный на линеаризации уравнений движения в сочетании с использованием спектральных представлений возмущающих воздействий и решений уравнений полёта космического аппарата. Дается пример явного и наглядного описания реальной траектории полёта околоземного космического аппарата и её эволюции на примере реализации околокруговой траектории полёта космического аппарата системы космического радиолокационного мониторинга.

Ключевые слова:
низковысотные околоземные орбиты;
управление полётом КА;
дистанционное зондирование Земли;
прикладная баллистика.

ВВЕДЕНИЕ

Некоторые задачи практической космонавтики требуют описания реальной траектории низковысотных и околокруговых космических аппаратов (КА) с высокой точностью, достигающей до десятков и единиц метров (Ефанов В.В. и др., 2009; Занин К.А., 2014). Так, например, сегодня при космической детальной плановой съёмке по технологии радиолокационной синтезированной апертуры (РСА) требуется описа-

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

REVISING THE FORMATION OF SPACECRAFT NEAR- CIRCULAR LOW-ALTITUDE EARTH ORBITS



В.Г. Польш¹,
кандидат технических наук,
polvad@laspace.ru;
V.G. Pol

The approach to high-precision definition of spacecraft trajectory in gravitational field of the Earth real shape is considered basing on linearization of equations of motion combined with a use of spectrum representation of disturbing effects and equation solutions of spacecraft flight. The example is given of obvious and explicit definition of the flight real trajectory of the near-earth spacecraft and its evolution exemplified in realization of the near-circular flight trajectory of the spacecraft intended for space radar monitoring system.

Key words:
low-altitude earth orbits;
SC flight control;
Earth remote sensing;
applied ballistics.

ние реальной траектории КА с указанной выше точностью (Евграфов А.Е., Польш В.Г., 2015). Далее, перспективное использование технологии РСА в съёмке цифровых карт рельефа местности требует дальнейшего повышения точности траектории (Балиев А.В. и др., 2015; Евграфов А.Е., Польш В.Г., 2014). Наконец, некоторые режимы такой съёмки требуют согласованного полёта пары КА в определённой, точно за-

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

К ВОПРОСУ О ФОРМИРОВАНИИ ОКОЛОКРУГОВЫХ ОКОЛОЗЕМНЫХ НИЗКОВЫСОТНЫХ ОРБИТ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

данной и максимально стабильной пространственной относительной конфигурации (Лобанов А.Г., Семункина В.И., 2012). Всё это приводит к необходимости решать сложные задачи прецизионного описания и управления реальной траекторией КА на указанных уровнях точности.

В прикладной баллистике орбита околоземных КА, по умолчанию, часто считается кеплеровой и описывается её элементами, отнесёнными к её восходящему узлу (Жугаенко Б.В., Эльясберг П.Е., 1968). Однако реальная околоземная орбита на деле не кеплерова, поэтому при необходимости точные текущие значения координат КА (и компоненты скорости) внутри витка определяются особо и представляются массивом результатов численного интегрирования уравнений движения КА. При этом реальный вид траектории реального полёта КА теряет наглядность, что затрудняет навигационную поддержку работы целевой аппаратуры КА.

Альтернативный подход геометрического описания траектории движения околоземного ИСЗ был предложен в (Эльясберг П.Е., 1965), где околокруговая орбита рассматривается как результат относительно малых возмущений исходной круговой орбиты. При этом решения дифференциальных линеаризованных уравнений полёта КА на витке орбиты, рассматриваемые как функции времени, представляются гармоническими рядами Фурье. Это позволяет получить явное и наглядное описание траектории полёта КА и её эволюции, оно, в свою очередь, обеспечивает основу анализа и управления различными конкретными ситуациями, возникающими в прикладной космической баллистике.

Ниже рассматривается геометрическое описание и эволюция околоземной низковысотной орбиты (НВО), использующее такой подход. В качестве примера рассматривается возможность реализации траектории полёта КА, максимально приближенной к круговой. Анализируются причины её эволюции и методический подход к её стабилизации. Подобная орбита может быть использована в системе космического радиолокационного мониторинга для эффективной поддержки реализации технологии синтезированной апертуры и её специальных режимов.

1. Исходная система координат и вариации вектора состояния КА

Траекторию полёта КА по околокруговой орбите можно описывать линеаризованными уравнениями возмущённого кругового движения КА. По определению, такая орбита задаётся малыми относительными отклонениями текущих координат и компонент скоростей КА от текущих значений компонент вектора состояния (ВС) исходной (опорной) круговой орбиты. Для описания околокруговой орбиты удобно

использовать две системы координат. Первая из них, геоцентрическая, служит для описания исходного движения центра масс КА вокруг Земли в целом; вторая, объектоцентрическая, позволяет представлять в малой окрестности текущей точки траектории вариации ВС КА относительно опорной круговой траектории.

Первая система координат является прямоугольной правой системой инерциальных координат XYZ , основная плоскость XY которой совпадает с плоскостью опорной круговой орбиты КА (рисунок 1).

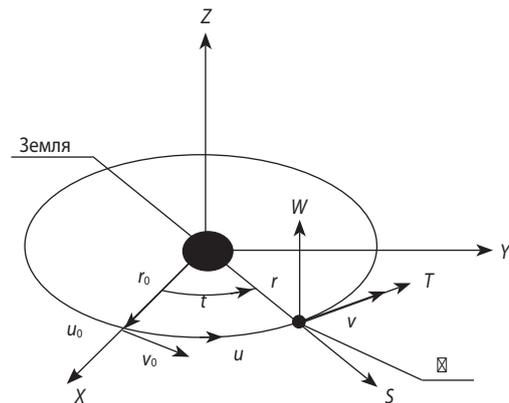


рисунок 1. Исходная опорная круговая орбита и системы координат

Текущее положение КА задаётся радиус-вектором \vec{r} и углом u , отсчитываемым по направлению полёта в плоскости орбиты от некоторого начального радиус-вектора \vec{r}_0 . Вторая прямоугольная система координат STW – объектоцентрическая, её начало привязано к текущему положению центра масс КА (рисунок 1). Основная ось системы S направлена по текущему радиус-вектору \vec{r} ; ось T перпендикулярна оси S , направлена по вектору скорости КА \vec{v} и лежит в плоскости исходной круговой орбиты. Третья ось W , бинормаль, дополняет систему STW до правой.

Движение КА определяется кинематическими начальными условиями (НУ), а именно радиус-вектором КА \vec{r}_0 и вектором его скорости \vec{v}_0 , заданными в некоторой начальной точке движения u_0 . Текущие элементы движения КА представляются неиндексированными векторами \vec{r} и \vec{v} и совместно образуют ВС КА. Аргументом ВС является либо текущий угол радиус-вектора тела u , либо соответствующий ему момент времени t . Связь между ними для кругового движения определяется соотношениями

$$u=2\pi t/p_0=\lambda t, \lambda=|\vec{r}_0|/|\vec{v}_0|,$$

где p_0 является периодом обращения КА по исходной круговой орбите; λ – угловая скорость движения; $|\vec{r}_0|, |\vec{v}_0|$ – модули радиус-вектора и вектора скорости КА.

Для компонент векторов НУ \vec{r}_0, \vec{v}_0 введём обозначения:

v_{r0} – радиальная составляющая скорости КА на круговой орбите;

v_{u0} – трансверсальная составляющая скорости КА;

z_0 – координата КА по бинормали;

v_{z0} – составляющая скорости КА по бинормали.

Изменения вектора НУ создают околокруговую орбиту, отличающуюся от опорной круговой. Эти изменения будем задавать в системе координат STW и обозначать величинами $dr_0, du_0, dv_{r0}, dv_{u0}, dz_0$ и dv_{z0} .

Определим безразмерные изменения компонент НУ (кроме составляющей du_0), где величины dr_0, dz_0 нормируются по модулю радиус-вектора $|\vec{r}_0|$, а компоненты вектора скорости $dv_{r0}, dv_{u0}, dv_{z0}$ – по модулю вектора круговой скорости $|\vec{v}_0|$. Нормированные изменения компонент НУ обозначим как dS_0, dW_0 и $dV_{S0}, dV_{T0}, dV_{W0}$. Величина же du_0 (дуга круга единичного радиуса) безразмерна по определению, и она будет обозначаться как dT_0 . Итак, имеем:

$$dS_0 = dr_0/|\vec{r}_0|, dT_0 = du_0, dV_{S0} = dv_{r0}/|\vec{v}_0|;$$

$$dV_{T0} = dv_{u0}/|\vec{v}_0|, dW_0 = dz_0/|\vec{r}_0|, dV_{W0} = dv_{z0}/|\vec{v}_0|.$$

Решение линеаризованных уравнений движения позволяет описывать околокруговое движение как малые аддитивные поправки (вариации) компонент текущего ВС опорной орбиты. При этом поправки – текущие координаты dr, du, dz и компоненты вектора скорости dv_r, dv_u, dv_z – удобно представлять в указанной нормировке безразмерными малыми величинами $dS, dT, dW, dV_S, dV_T, dV_W$, сняв индекс 0. Вариации составляющих текущего ВС КА являются функцией его углового положения u на круговой орбите, отсчитываемого от точки задания НУ. Аналогично предыдущему сами текущие элементы движения КА также будут представляться безразмерными величинами:

$$r/|r_0| = 1 + dS; u = u + dT_0; v_r/|v_0| = 1 + dV_S;$$

$$v_u/|v_0| = 1 + dV_T; z/|r_0| = dW; v_z/|v_0| = dV_W.$$

Таким образом, околокруговое движение описывается поправками, которые являются следствием ошибок задания НУ и суммируются с текущими составляющими ВС опорной орбиты. Кроме того, околокруговое движение дополнительно определяется также текущими ускорениями, описанными в правых частях уравнений движения и действующими на КА. При этом нужно отметить, что влияние изменений НУ для всех орбит носит одинаковый характер, а эффекты, вызываемые возмущающими ускорениями различны, зависят от их конкретного полного вида, определяемого источниками их происхождения. Так как для различных орбит источники ускорений могут различаться, то удобно иметь такое описание системы возмущений, которое можно в дальнейшем конкретизировать применительно к механизмам их генерации. Такой подход был предложен (Эльясберг П.Е., 1965), и он используется в настоящей работе.

2. Возмущающие ускорения и линеаризация движения КА

Полный вектор текущих ускорений \vec{g} представляет собой векторную сумму ускорения центрального поля \vec{g}_0 , формирующего исходную круговую орбиту КА, с текущими возмущающими ускорениями $d\vec{g}_0$. Компоненты вектора $d\vec{g}_0$ задаются в системе координат STW и являются малыми величинами dg_S, dg_T, dg_W относительно составляющих вектора \vec{g}_0 . Поэтому, как и ранее, удобно ввести нормировку этих величин по модулю вектора $|\vec{g}_0|$. Тогда получающиеся безразмерные величины dG_S, dG_T, dG_W будут представлять поправки компонент вектора \vec{g}_0 , формирующими околокруговую орбиту КА. При анализе влияния непрерывно действующих возмущений предполагается, что изменения возмущающих ускорений dg_S, dg_T, dg_W зависят лишь от параметров движения КА, но не зависят от времени. Кроме того, будем пренебрегать влиянием вариаций координат на сами величины возмущающих ускорений. В случае околокруговых орбит это означает малость относительных изменений координат траектории КА на витке орбиты. Тогда текущие компоненты вектора $d\vec{g}_0$ можно описывать гармоническими рядами Фурье:

$$dg_S(u) = dg_{S0} + \sum_{i=1}^{\infty} dg_{Si} \sin i(u - \varphi_{Si});$$

$$dg_T(u) = dg_{T0} + \sum_{i=1}^{\infty} dg_{Ti} \sin i(u - \varphi_{Ti}); \quad (1)$$

$$dg_W(u) = dg_{W0} + \sum_{i=1}^{\infty} dg_{Wi} \sin i(u - \varphi_{Wi}),$$

где величины $dg_{S0}, dg_{T0}, dg_{W0}$ и $dg_{Si}, dg_{Ti}, dg_{Wi}$ являются амплитудами постоянных составляющих и гармоник рядов, а величины $\varphi_{Si}, \varphi_{Ti}, \varphi_{Wi}$ представляют собой фазы этих гармоник.

Для дальнейшего анализа в качестве исходных используются общие выражения, полученные в (Эльясберг П.Е., 1965) для вариаций вектора состояния КА, возникающих вследствие совместных изменений НУ и возмущающих ускорений. В цитированном источнике эти общие выражения служили исходными данными для анализа характерных случаев влияния изменений начальных условий и двух первых членов разложений (1). Поэтому авторами настоящей статьи было проведено дополнительное исследование общих выражений в полном объёме, охватившем все остальные возможные ситуации. В результате были получены явные выражения, описывающие полные вариации текущих компонент ВС КА, возникающие при изменениях НУ и возмущающих ускорений. Эти выражения позволяют анализировать частные эффекты, возникающие при появлении отдельных изменений НУ и ускорений, возникающих от раз-

личных причин. Суммарный итог воздействия всех текущих вариаций ВС КА всегда может быть найден как сумма всех частных эффектов.

3. Влияние вариаций начальных условий на полёт КА

Сначала рассмотрим вариации текущих компонент ВС КА, возникающие вследствие изменения начальных условий. Далее будем ограничиваться случаем плоскости орбиты, поскольку для прикладных приложений он в основном определяет вид требуемой траектории КА. Обращаясь к формулам вариаций компонент ВС КА, можно видеть, что они представлены спектром, содержащим постоянные и гармонические функции основной (первой) частоты, отмеченные левыми индексами « k » и « s_1 ». Кроме того, дополнительно по координате T возникает линейный уход радиус-вектора (т.н. вековой член, отмеченный левым индексом « v »). Приведение формул для вариаций вектора состояния к удобному виду даёт выражения, описывающие равномерное обращение КА по новой средней круговой орбите радиуса r , отличающегося от исходного r_0 :

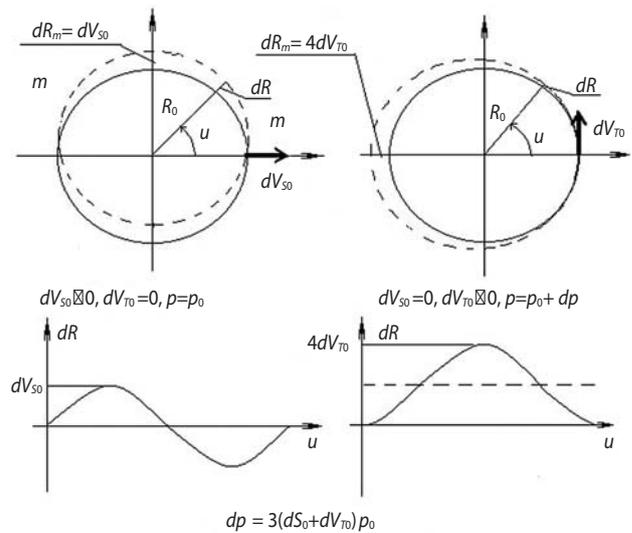
$$\begin{aligned} dS &= 2(dS_0 + dV_{T_0}) - A_{ST} \cos(u + \Phi_{ST}) =_k a +_{s_1} a; \\ dT &= (dT_0 - 2V_{S_0}) - 3(dS_0 + dV_{T_0})u + \\ &+ 2A_{ST} \sin(u + \Phi_{ST}) =_k a +_v a +_{s_1} a; \\ dV_S &= A_{ST} \sin(u + \Phi_{ST}) =_{s_1} a; \\ dV_T &= -(dS_0 + dV_{T_0}) + A_{ST} \cos(u + \Phi_{ST}) =_k a +_{s_1} a, \end{aligned} \quad (2)$$

$$\text{где } A_{ST} = \sqrt{dV_{S_0}^2 + (dS_0 + 2dV_{T_0})^2}; \quad \text{tg} \Phi_{ST} = \frac{dV_{S_0}}{(dS_0 + 2dV_{T_0})}.$$

На этой средней орбите КА имеет измененный, но постоянный период обращения p , отличающийся от исходного p_0 на величину $dp = p - p_0$. Новая постоянная угловая скорость, с которой КА движется по этой средней круговой орбите, представлена вековым членом $_v a$ в координате dT . Далее, появляются гармонические колебания текущих компонент ВС КА по осям STW , имеющие тот же результирующий период обращения p . Эти колебания имеют различные амплитуды и фазы, определяемые изменениями компонент вектора исходных НУ, и все они суммируются с новой орбитой.

Изменение периода dp (нормированного по p_0) определяется двумя компонентами возмущений НУ и равно $dp = dp/p_0 = 3(dS_0 + dV_{T_0})$ (Эльясберг П.Е., 1965). Следовательно, формировать и корректировать нужный период обращения КА можно, задавая изменения лишь двух компонент начальных условий dS_0, dV_{T_0} . При этом составляющие текущего ВС дополнительно приобретут гармонические колебания с частотой обращения КА, со своими амплитудами и фазами.

Выделим практически интересный случай, когда в НУ вектор координат \vec{r}_0 постоянен, а изменяется лишь вектор скорости \vec{v}_0 . Влияние изменений компонент $d\vec{v}_0$ на траекторию полёта и период обращения КА показано на рисунке 2. Видим, что изменение периода обращения dp возникает за счёт компоненты dV_{T_0} , а вариация компоненты dV_{T_0} его не меняет. Кроме того, в обоих случаях появляются дополнительные гармонические колебания составляющих радиус-вектора основной частоты, а их модули и фазы определяются изменениями компоненты скорости dV_{T_0} и точкой проведения коррекции dS_0 .



рисунк 2. Влияние изменений компонент вектора скорости на орбиту

4. Влияние постоянных возмущающих ускорений на полёт КА

Рассмотрев влияние НУ, перейдём к анализу эффектов, вызываемых составляющими спектра возмущающих ускорений (1). Сначала рассмотрим случай воздействия постоянных составляющих. Соответствующие формулы разложения результирующего текущего ВС КА показывают, что возникающие вариации текущего ВС КА, приведённые к удобной для анализа форме, имеют аналогичный вид:

$$\begin{aligned} dS &= dG_{S_0} + 2dG_{T_0}u + A_{GST_0} \sin(u + \Phi_{GST_0} + \pi) = \\ &=_k a +_v a +_{s_1} a; \\ dT &= 4dG_{T_0} + [-2dG_{S_0}u - 1.5dG_{T_0}u^2] + \\ &+ 2A_{GST_0} \sin(u + \Phi_{GST_0} + 1.5\pi) =_k a +_v a +_{s_1} a; \\ dV_S &= 2dG_{T_0} + A_{GST_0} \sin(u + \Phi_{GST_0} + 1.5\pi) =_k a +_{s_1} a; \\ dV_T &= -dG_{S_0} - dG_{T_0}u + A_{GST_0} \sin(u + \Phi_{GST_0}) = \\ &=_k a +_{s_1} a, \end{aligned} \quad (3)$$

$$\text{где } A_{GST_0} = \sqrt{dG_{S_0}^2 + (2dG_{T_0})^2}; \quad \text{tg} \Phi_{GST_0} = \frac{dG_{S_0}}{2dG_{T_0}}.$$

Из формул (3) видно, что они снова описывают движение КА по некоторой средней орбите с новым

радиусом r и периодом p , а её форма, в общем случае, с течением времени различна и зависит от вида возмущения (рисунок 3).

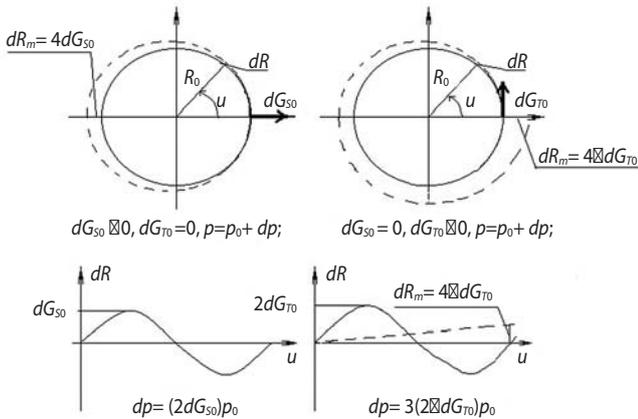


рисунок 3. Влияние постоянных ускорений на орбиту

Действие радиального постоянного ускорения dG_{S0} изменяет период обращения лишь на постоянную величину, равную $P=2dG_{S0}$. Напротив, постоянное касательное ускорение dG_{T0} вызывает приращение периода обращения, для одного витка равно $P=6\pi dG_{T0}$ и возрастающее линейно.

Дополнительно на эту среднюю, возможно нестационарную, околосреднюю орбиту и здесь накладываются гармонические колебания текущих характеристик движения с основной частотой. Эти колебания имеют измененный постоянный или же линейно меняющийся период обращения p . При этом они имеют свои собственные постоянные, но различные амплитуды и фазы. Таким образом, в общем случае, при воздействии постоянных ускорений по осям S, T , околосредняя орбита оказывается нестационарной и подобной архимедовой спирали, суммирующейся с наложенными на неё гармоническим колебанием.

Выделим практически интересный случай, когда тангенциальная компонента $dG_{T0}=0$, а радиальная составляющая $dG_{S0}\neq 0$. Тогда орбита оказывается околосредней с новым, изменённым, но постоянным радиусом r , периодом обращения p и дополненной первой гармоникой с постоянной амплитудой. Существенно, что возникающая околосредняя орбита определяется единственным параметром – постоянным возмущающим ускорением dG_{S0} . Сравнение выражений (3) и (2) показывает, что амплитуда первой гармоники, вызываемой действием ускорения dG_{S0} , прямо пропорциональна первой гармонике, вызванной влиянием изменения компоненты начальных условий dV_{T0} . Если возмущения dG_{S0} и dV_{T0} действуют одновременно, то частные эффекты, вызванные ими, суммируются. Дополнительно заметим, что если $2dV_{T0}=dG_{S0}$, то амплитуды гармоник равны. Следовательно, действие постоянного возмущающего

ускорения dG_{S0} на текущие элементы движения КА в принципе может компенсироваться специально подобранным изменением значения величины и точки приложения компоненты dV_{T0} начальных условий.

5. Влияние гармоник возмущающих ускорений на полёт КА

Рассмотрев влияние постоянной части спектра возмущающих ускорений, перейдём к случаю воздействия его гармонических составляющих. Формулы, описывающие гармоники спектра, показывают, что в плоскости орбиты вариации ВС КА имеют громоздкий, но в общем-то аналогичный вид. Преимущественно вариации ВС представлены гармониками основной и высших частот, амплитуды и фазы которых определяются амплитудами и фазами гармоник возмущающих ускорений в различных комбинациях. Однако влияние разных составляющих спектра весьма неравнозначно.

Поэтому среди них, прежде всего, необходимо рассмотреть влияние первых (основных, $i=1$) гармоник возмущающих ускорений dG_{S1}, dG_{T1} , выделенных своими резонансными эффектами. Полные формулы просты, но громоздки. Поэтому для пояснения сути дела приведём упрощённую запись вариаций радиус-вектора текущего КА, ограничившись рассмотрением случая лишь одних координат (остальные выражения совершенно аналогичны). Тогда имеем:

$$\begin{aligned}
 dS_i &= A_0 + A_1 u \sin(u + \Phi_1) + A_2 \sin(u + \Phi_2) = \\
 &= {}_k a + {}_{sm} a + {}_{S1} a; \\
 dT_i &= B_0 + B_1 u + B_2 u \sin(u + \Psi_{21}) + \\
 &+ B_3 \sin(u + \Psi_3) = {}_k a + {}_v a + {}_{sm} a + {}_{S1} a,
 \end{aligned}
 \tag{4}$$

где постоянные величины A_j, Φ_j, B_j, Ψ_j определяются различными сочетаниями амплитуд и фаз первых гармоник составляющих спектра ускорений.

Из выражений (4) следует, что в составе вариаций текущих компонент ВС, кроме составляющих, имевшихся ранее, появляются новые, смешанные (резонансные, или секулярные) члены ${}_{sm} a$. Они представляют собой колебания компонент ВС с основной частотой, амплитуда которых с течением времени линейно растёт, а орбита КА теряет свою стационарную форму.

То есть орбита приобретает динамически нарастающий эксцентриситет (изменяющуюся форму), но при постоянном периоде обращения. В случае воздействия лишь одного радиального ускорения dG_{S1} период обращения p остаётся равным исходному периоду p_0 . При этом амплитуда основной гармоники с течением времени линейно растёт, а её приращение за один виток равно $dS_1=0.5dG_{S1}$. Напротив, действие только одного ускорения dG_{T1} изменяет период обращения КА p_0 , но на постоянную величину, равную

К ВОПРОСУ О ФОРМИРОВАНИИ ОКОЛОКРУГОВЫХ ОКОЛОЗЕМНЫХ НИЗКОВЫСОТНЫХ ОРБИТ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

$dP=3dG_{T1}\cos(\varphi_{T1})$. Эксцентриситет орбиты и здесь прогрессивно растёт, но теперь прирост амплитуды первой гармоники за виток равен $dS_1=dG_{T1}$. В случае одновременного воздействия dG_{S1} и dG_{T1} их эффекты суммируются (рисунок 4).

Далее, обращаясь к высшим гармоникам с номерами $i=2, 3, \dots$, видим, что в упрощённой записи громоздкие формулы сводятся к выражениям вида:

$$\begin{aligned} dS &= A_0 + [A_1 \sin(u + \Phi_1)] + [A_2 \sin i(u + \Phi_2)] + \\ &= {}_k a + {}_{S1} a + {}_{S2} a; \\ dT &= B_0 + B_1 u + [B_2 \sin(u + \Psi_2)] + \\ &+ [B_3 \sin i(u + \Phi_3)] = {}_k a + {}_{S1} a + {}_{S2} a, \end{aligned}$$

где величины A_j, Φ_j, B_j, Ψ_j имеют тот же смысл, что и ранее.

Теперь, рассматривая эффекты, вызываемые высшими гармониками, видим, что смешанные члены отсутствуют, а движение КА приобретает стационарный характер. То есть видно, что движение КА является суммой колебаний с кратными частотами, начиная с $i \geq 2$, и происходит по некоторой средней орбите с постоянным периодом p . Этот период может отличаться от исходного на константу, определяемую суммой значений постоянных вида $dP_i = 3i^{-1}dG_i \cos(i\varphi_{T1})$. При этом все гармоники имеют различные, но постоянные амплитуды и фазы. К счастью, амплитуды этих гармоник с ростом номера резко убывают, и для $i > 2$ с ростом номера быстро становятся незаметными.

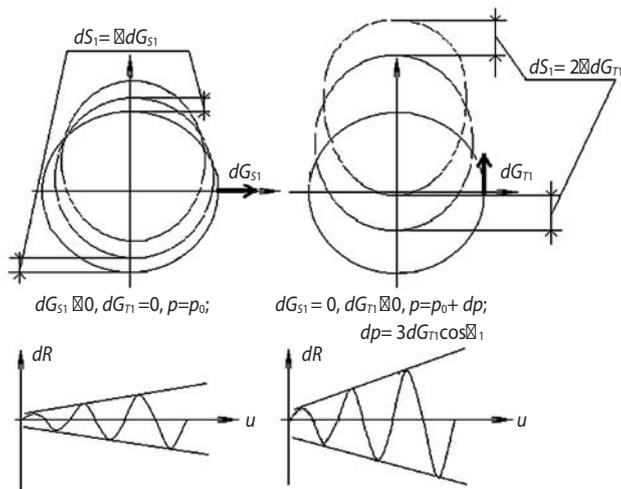


рисунок 4. Влияние первой гармоники возмущающих ускорений на орбиту

6. Пример анализа спектра возмущений и управления траекторией КА

Как следует из предыдущих разделов, знание рассмотренных выше частных эффектов действия возмущающих ускорений позволяет интерпретировать и прогнозировать эволюцию траектории полёта КА. Ключом к интерпретации эволюции траектории КА является знание комплексного спектра возмущений,

определяемого полным набором возмущающих факторов. Такой спектр можно получить, анализируя источники возмущений отдельно и затем суммируя полученные результаты. В случаях воздействия многих факторов получающийся громоздкий анализ удобно заменить численным определением спектра ускорений. Последние всегда явно представлены в правых частях дифференциальных уравнений, решаемых также численно при прогнозе движения КА. Если эволюция орбиты КА и спектр возмущений определены, то использование частных эффектов, вызываемых вариациями НУ, позволяет изменять форму траектории его полёта в некоторых пределах.

Далее покажем схему анализа факторов, определяющих эволюцию орбиты низковысотного КА, а также изменение формы орбиты в желаемом направлении. В качестве примера, имеющего непосредственный практический интерес, выберем орбиту КА космического радиолокационного наблюдения. На протяжении недели (или даже более) эта орбита практически определяется лишь гравитационным полем Земли. Наиболее удобны круговые орбиты с постоянной геоцентрической высотой R_0 , обеспечивающие максимально стабильные условия работы целевой аппаратуры и минимизирующие её текущие внутренние настройки отслеживания изменяющейся орбиты. Однако для НВО поле геопотенциала реальной фигуры Земли заметно отличается от поля массивной точки. Поэтому круговая орбита не реализуема, и на практике приходится использовать околокруговые орбиты, понимая их как приближения к оптимальным.

В соответствии со сказанным обратимся к классическому случаю полёта ИСЗ вокруг фигуры Земли, описываемой общеземным эллипсоидом (ОЗЭ). Как известно (Охоцимский Д.Е., Сухарулидзе Ю.Г., 1990), проекции возмущающих ускорений на оси системы инерциальных координат STW для радиуса опорной орбиты R_0 имеют вид:

$$\begin{aligned} dG_S &= \frac{dg_S}{g_{R0}} = \frac{9}{4} C_{20} \left(\frac{R_3}{R_0} \right)^2 \left(\sin^2 i - \frac{2}{3} \right) - \\ &- \frac{9}{4} C_{20} \left(\frac{R_3}{R_0} \right)^2 \sin^2 i \cos 2u = dG_{S0} + dG_{S2}; \end{aligned} \quad (5)$$

$$dG_T = \frac{dg_T}{g_{R0}} = \frac{6}{4} C_{20} \left(\frac{R_3}{R_0} \right)^2 \sin^2 i \sin 2u = dG_{T2}.$$

Все возмущающие ускорения (5) представлены в функции аргумента широты u на витке околокруговой солнечно-синхронной орбиты (ССО) с наклоном $i_0=97.6^\circ$ кратностью 15 витков за солнечные сутки и драконическим периодом 96 мин. Вид зависимостей (5) показан на рисунке 5, где возмущающие ускорения даны в $\text{мм}/\text{с}^2$ при $R_0=6945.033$ км, величина R_3 представляет собой параметр ОЗЭ, а i_0 – наклоне-

ние орбиты. Привязка фазы и амплитуды ускорений к географическим координатам показана изменением текущей широты КА (отмечено на рисунке точками по умолчанию показанных в масштабе $\pm 90^\circ$).

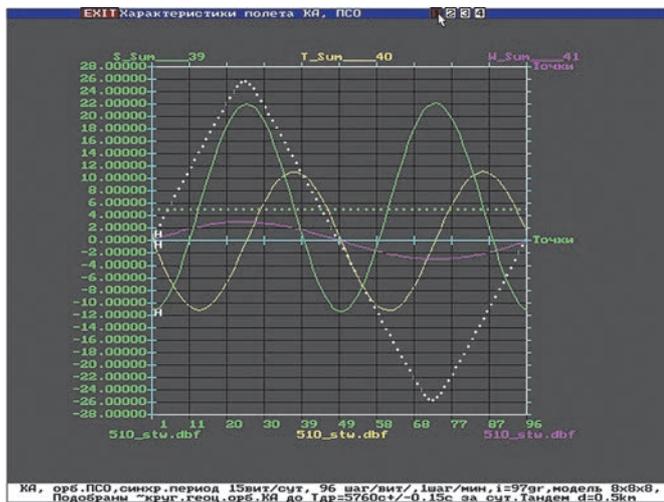


рисунок 5. Ускорения, формируемые общеземным эллипсоидом на ССО

В дальнейшем будем рассматривать случай плоской орбиты как в основном представляющий характер полёта КА. Спектр возмущающих ускорений ограничен, он включает одну постоянную составляющую dG_{S0} и две вторых гармоники dG_{S2} , dG_{T2} . Характеристики полёта КА для принятой модели Земли (ОЗЭ) имеют аналогичный вид. Они представлены компонентами радиус-вектора dS , dT и находятся подстановкой выражений (5) в общие формулы, полученные для вариаций текущего ВС КА:

$$dS = \frac{dr}{r_0} = \frac{3}{4} C_{20} \left(\frac{R_3}{R_0} \right)^2 \{ [2 - \sin^2 i] +$$

$$+ [\frac{4}{3} \sin^2 i - 2] \cos u - \frac{1}{3} \sin^2 i \cos 2u \} =_k a +_{S1} a +_{S2} a; \quad (6)$$

$$dT = \frac{du}{v_0} = \frac{3}{4} C_{20} \left(\frac{R_3}{R_0} \right)^2 \{ [2 - \frac{4}{3} \sin^2 i] \sin u -$$

$$- \frac{\sin^2 i}{12} \sin 2u \} =_{S1} a +_{S2} a.$$

Выражения (5), (6) показывают, как ОЗЭ физически формирует околокруговую орбиту КА. Пусть круговая орбита с требуемым драконическим периодом задана НУ, рассчитанными для центрального поля. При переходе к ОЗЭ составляющая dG_{S0} , в соответствии с выражениями (3), (5), изменит драконический период исходной круговой орбиты на постоянную величину. В соответствии с теми же формулами компонента dG_{S0} вызовет появление первой гармоники колебаний радиус-вектора, что придаст изменённой орбите эллиптический характер. Наконец, при ненулевом наклоне компоненты радиус-вектора обогатятся второй гармоникой ускорений dG_{S0} , что следует из (5). В ре-

зультате первая гармоника будет преобладать и формировать эллиптический характер траектории КА в целом. Так как все гармоники ускорений однозначно заданы параметрами ОЗЭ, то для выбранной орбиты формируемые ими колебания радиус-вектора также определены однозначно. Поэтому все они постоянны по амплитуде, а их фазы всегда привязаны к экватору Земли.

В разделе 4 отмечалось, что изменение исходных НУ позволяет компенсировать действие постоянного возмущающего ускорения dG_{S0} . Следовательно, можно вернуться к исходному периоду p_0 и устранить первую гармонику. В результате на орбите останется лишь некомпенсированная вторая гармоника, а орбита КА получит некоторую стабильную форму, полностью определённую принятой моделью Земли и исходным драконическим периодом обращения. Таким образом, целенаправленная коррекция начальных условий, изменяя спектр колебаний характеристик движения КА, позволяет управлять формой орбиты.

Приведём пошаговую процедуру получения околокруговой ССО для возмущений, создаваемых ОЗЭ (см. рисунок 5):

1. Для центрального поля Земли и требуемого периода p_0 по известным формулам находим радиус круговой орбиты r_0 , модуль круговой скорости $|\vec{v}_0|$ и НУ в восходящем узле (в точке $(r_0, 0, 0)$) для наклона орбиты i .

2. Вводим модель ОЗЭ и для НУ, найденных ранее в шаге 1, прогнозируем полёт КА, и находим драконический период p_{dr} и его отклонение $dp_{dr} = p_{dr} - p_0$ от заданного значения p_0 .

3. По соотношению $|d\vec{v}_0|/|\vec{v}_0| = dp_{dr}/3p_0$ находим поправку модуля вектора скорости $|d\vec{v}_0|$, а затем корректируем компоненты НУ, найденные ранее на шаге 1.

4. Используя НУ, полученные на шаге 3, проверяем прогнозом равенство $p_{dr} = p_0$. При необходимости уточняем модуль скорости $|d\vec{v}_0|$, повторяя шаг 4.

Для орбиты, взятой в качестве примера величины dp_{dr} и $|d\vec{v}_0|$ составляют 4.275 с и 1.970 м/с соответственно. Отсюда следует, что для получения периода с допустимой ошибкой 0.01 с необходимо выдерживать точность обработки импульса коррекции 4.6 мм/с.

На рисунке 6 приведён результат коррекции орбиты, где радиус исходной круговой орбиты R_0 на витке показан белым цветом, текущий радиус-вектор изменённой орбиты – синим, а восстановленный – зелёным. Для наглядности добавлен результат трёх промежуточных последовательных шагов, показывающих постепенное восстановление периода обращения и компенсации первой гармоники траектории полёта КА (жёлтый цвет). Очевидно, что после коррекции все витки орбиты низковысотного КА в рамках принятой модели Земли будут идентичными. То есть полученная околокруговая НВО будет иметь минимальные колебания и стабильную форму. Возможно, что она заслуживает названия минимальной околокруговой орбиты.

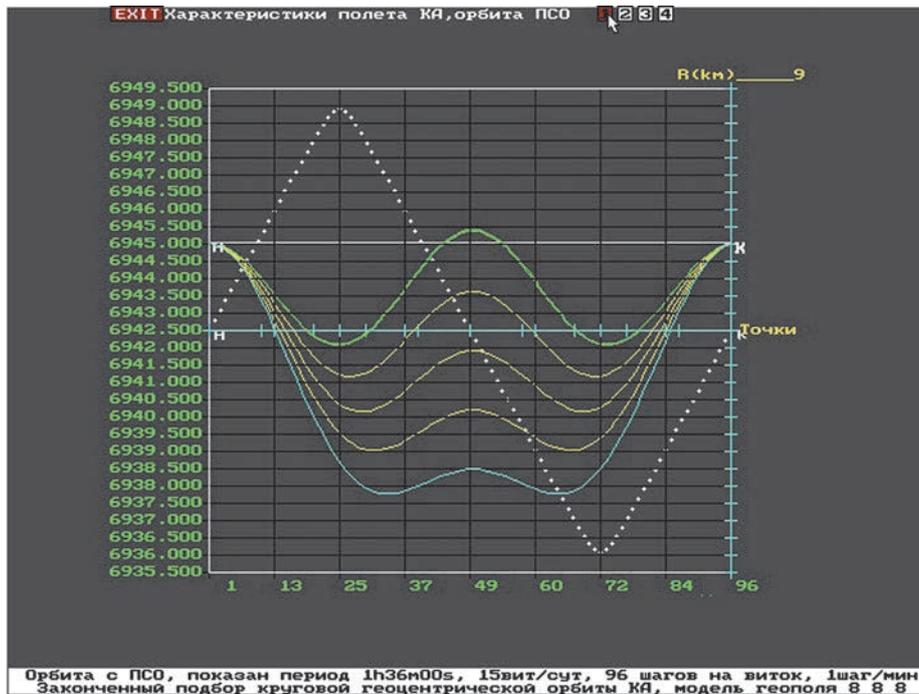


рисунок 6. Пошаговый подбор компенсации первой гармоники радиус-вектора

заключение

Применение линеаризованных уравнений движения и спектральных представлений правых частей этих уравнений, а также кинематики текущего движения КА на возмущённой некеплеровой НВО позволяет дать наглядное геометрическое описание траекторий КА, используемых в прикладной околоземной космонавтике, может быть полезным при формировании орбит и управлении манёврами КА на интенсивно эксплуатируемых и перегруженных околоземных орбитах.

Данный подход иллюстрируется методикой реализации специальной НВО, поддерживающей комплексы радиолокационного детального наблюдения с технологией РСА и обеспечивающей максимальное приближение траектории КА к геоцентрической круговой. Такая траектория максимально стабилизирует условия наблюдения для бортовой целевой аппаратуры и минимизирует объём служебных вспомогательных операций, необходимых для компенсации эволюций орбиты КА в сквозном тракте комплекса наблюдения*.

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.

Евграфов А.Е., Поль В.Г. Геометрия космического радиолокационного зондирования Земли по технологии синтезированной апертуры и координатная привязка полученных изображений // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2015. № 2. С. 19-25.

Евграфов А.Е., Поль В.Г. К вопросу космической интерферометрической съёмки 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. Требования к навигационному обеспечению радиолокатора с синтезированной апертурой в режиме бистатической интерферометрической съёмки // Космонавтика и ракетостроение. 2014. № 1 (74). С. 164-169.

Кугаенко Б.В., Эльясберг П.Е. Эволюция почти круговых орбит под влиянием зональных гармоник // Космические исследования. 1968. Т. VI, № 2. С. 186-202.

Лобанов А.Г., Семункина В.И. К вопросу о баллистическом построении при проведении интерферометрической съёмки // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2012. № 5. С. 41-46.

Охоцимский Д.Е., Сихарулидзе Ю.Г. Основы механики космического полёта. М.: Наука, 1990. 448 с.

Эльясберг П.Е. Введение в теорию полёта искусственных спутников Земли. М.: Наука, 1965. 540 с.

Статья поступила в редакцию 10.06.2016 г.

* Окончание статьи следует

ИССЛЕДОВАНИЕ ДИНАМИКИ И РЕШЕНИЕ ЗАДАЧИ ПРОЕКТИРОВАНИЯ ТРАНСФОРМИРУЕМЫХ КОНСТРУКЦИЙ ПОСАДОЧНОГО МОДУЛЯ КА «ЭКЗОМАРС»

DYNAMIC ANALYSIS AND DESIGN APPROACH TO TRANSFORMABLE STRUCTURES OF THE «EXOMARS» LANDING MODULE

В.В. Горовцов¹,
gvv@laspace.ru;
V.V. Gorovtsov

А.В. Жиряков¹,
dep127180@laspace.ru;
A.V. Zhiryakov

П.П. Телепнев¹,
кандидат технических наук,
dep127180@laspace.ru;
P.P. Telepnev

Ю.А. Петров¹,
кандидат технических наук,
dep127180@laspace.ru;
Yu.A. Petrov

А.С. Берников¹,
dep127180@laspace.ru;
A.S. Bernikov

Статья посвящена исследованию динамики раскрытия двухзвенных трапов посадочного модуля КА «ЭКЗОМАРС». Выполнено теоретическое обоснование и предложено практическое решение данной задачи с использованием программного комплекса EULER. По результатам расчётов определены силовые характеристики пружин, кинематические параметры и предложены способы снижения нагрузок на трапы при раскрытии.

Ключевые слова: звено трапа; узел вращения; пружина кручения; зона спрямления; жёсткость; угловая скорость; пружина торможения.

ВВЕДЕНИЕ

К числу задач динамики посадочных модулей автоматических межпланетных станций принадлежит задача обеспечения упорядоченного и надёжного раскрытия трапов на поверхности планеты с минимальными нагрузками при ударе о поверхность грунта. Исследование динамики раскрытия позволяет найти рациональное конструкторское решение.

Основными этапами решения данной проблемы являются:

1. Определение допустимых отклонений от номинального исходного положения посадочной платформы с трапами при посадке и зоны спрямленного положения звеньев трапов.
2. Определение минимальных потребных моментов в узлах вращения для преодоления внешних воздействий – сил гравитации и трения в шарнирах.
3. Вычисление времени раскрытия трапов и конечных угловых скоростей для различных вариантов в рамках принятых допусков.

The article is dedicated to dynamic analysis of two-section ramps deployment of the «EXOMARS» Landing Module. Theoretical justification and the practical solution were implemented by means of the EULER software. Based on calculation the springs stiffness characteristics and kinematic parameters were computed, as well as methods of deployment loads decrease were proposed.

Key words: ramp section; rotary unit; torsion spring; flattening area; stiffness; angular velocity; braking spring.

4. Выбор оптимального по кинематическим параметрам варианта раскрытия трапов.

5. Исследование способов снижения конечных угловых скоростей трапов и соответственно нагрузок при ударе о поверхность грунта (установка пружин обратного хода (торможения) в узлах вращения, использование блока амортизаторов на консоли концевого трапа, применение демпфирующих устройств в шарнирах).

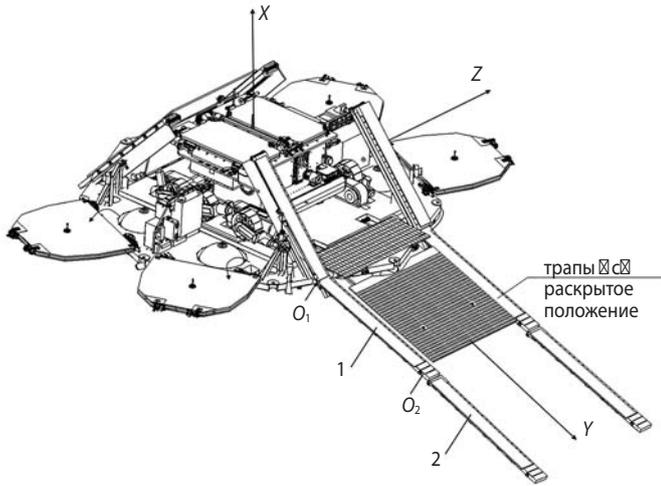
6. Выдача рекомендаций по силовым характеристикам пружин, устанавливаемых в узлах вращения звеньев трапов.

Рассмотрим решение данной задачи на примере посадочной платформы десантного модуля КА «ЭКЗОМАРС». Посадочная платформа должна доставить на Марс ровер (марсоход) для проведения съёмки и выполнения научных исследований на поверхности планеты (Пичхадзе К.М. и др., 2010; Пичхадзе К.М. и др., 2015; Хартов В.В. и др., 2014).

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

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

На рисунке 1 приведён общий вид посадочной платформы и обозначены оси строительной системы координат (ССК). Предполагается, что платформа будет оснащена двумя парами трапов, раскрывающихся соответственно по оси $+Y$ и $-Y$.



рисунк 1. Общий вид посадочной платформы с раскрытыми трапами

1. Постановка задачи

В состав каждого трапа входят два звена (корневое 1 и концевое 2), две оси вращения O_1 и O_2 и соответственно две пружины кручения, установленные в осях O_1 и O_2 .

Схема раскрытия одного трапа приведена на рисунке 2. На рисунке обозначено:

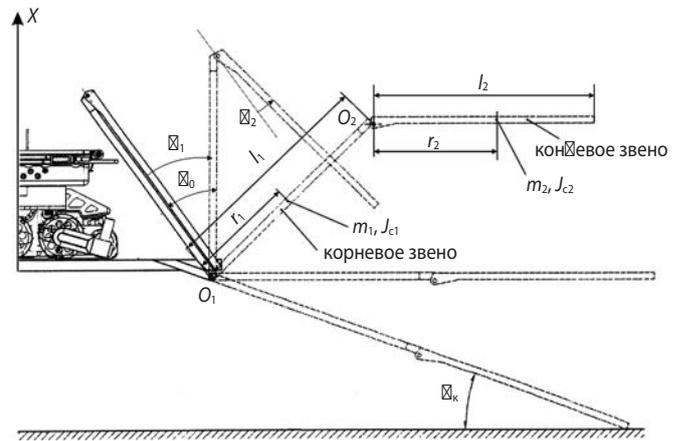
- l_1, l_2 – длины корневого и концевого звеньев;
- r_1, r_2 – расстояние от осей вращения O_1 и O_2 до центров масс корневого и концевого звеньев;
- m_1, m_2 – массы корневого и концевого звеньев;
- J_{c1}, J_{c2} – собственные моменты инерции корневого и концевого звеньев;
- α_0 – угол установки сложенного трапа к оси OX ССК десантного модуля;
- α_k – угол, характеризующий положение раскрытого трапа по отношению к поверхности грунта.

Раскрытие звеньев трапа происходит одновременно после срабатывания пирочки (Ефанов В.В. и др., 2014). Звенья трапа рассматриваем как твёрдые тела.

Силовые характеристики пружин, установленных в узлах вращения, приведены на рисунке 3а и 3б. Здесь $M_{пр_i}^0$ – начальный момент закрутки i -й пружины; φ_{zi} – начальный угол закрутки i -й пружины.

Обозначим текущий угол поворота в шарнире корневого звена α_1 , в шарнире концевого звена – α_2 . В сложенном (зачекованном) положении $\alpha_1 = \alpha_2 = 0$. Конечный угол поворота в шарнире корневого звена $\alpha_{1к} = \alpha_0 + \alpha_k + 90^\circ$, в шарнире концевого звена $\alpha_{2к} = 180^\circ$.

Следует предусмотреть возможность посадки посадочной платформы на склон с углом β . Схема приведена на рисунке 4. В качестве номинального исход-



рисунк 2. Схема раскрытия трапа

ного положения посадочной платформы принимаем её посадку на горизонтальную поверхность ($\beta=0$).

Для обеспечения гарантированного спрямления трапа до контакта с поверхностью с учётом разной деформации опор посадочной платформы и возможных локальных неровностей грунта задаём зону спрямления, определяемую углом γ . Ускорение свободного падения на поверхности Марса составляет $g_M = 3.72 \text{ м/с}^2$. На рисунке G_M – вектор силы тяжести.

2. Вывод уравнений движения

Для получения уравнений движения системы воспользуемся известными из теоретической механики уравнениями Лагранжа II рода в обобщённых координатах (Лурье А.И., 1961):

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{\partial T}{\partial \dot{q}_i} \right) - \frac{\partial T}{\partial q_i} + \frac{\partial U}{\partial q_i} = Q_i \quad (i=1, \dots, 3).$$

Здесь T и U – кинетическая и потенциальная энергия системы, записанная в обобщённых координатах; $Q_i(t)$ – обобщённая сила, соответствующая обобщённой координате $q_i(t)$.

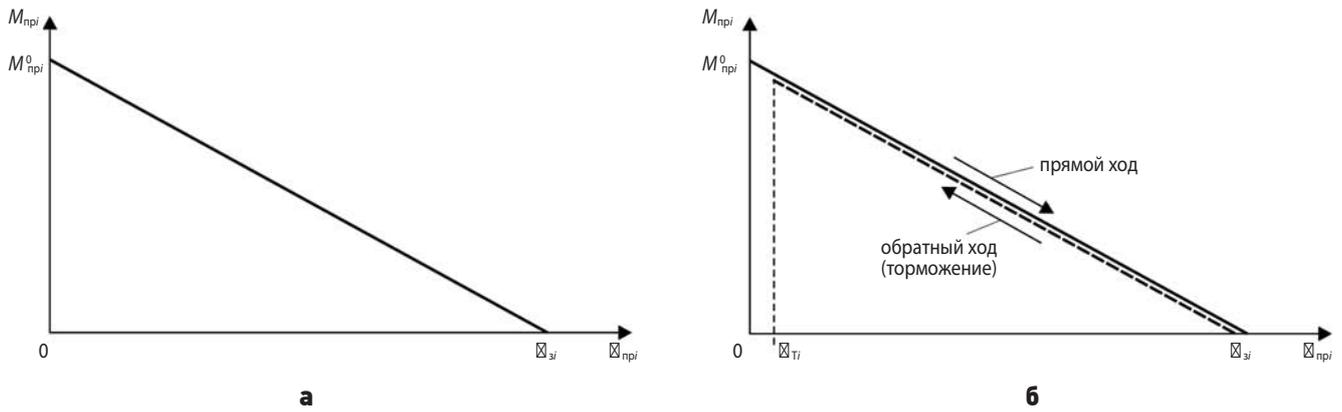
Движение рассмотрим в неподвижной системе координат, начало которой находится в точке O_1 крепления трапа к корпусу. Система имеет две степени свободы. В качестве обобщённых координат q_i рассмотрим углы поворота α_i каждого из звеньев от начального (зачекованного) положения (см. рисунок 2) (Виттенбург Й., 1980).

Выражение для кинетической энергии системы имеет вид

$$T = \sum_{i=1}^2 \left(\frac{m_i v_i^2}{2} + \frac{J_i \omega_i^2}{2} \right),$$

где v_i – скорость центра масс i -го звена; ω_i – угловая скорость i -го звена.

Линейная скорость центра масс i -го звена в неподвижной системе координат \vec{v}_i представляет собой векторную сумму двух скоростей: $\vec{v}_i = \vec{v}_i^H + \vec{v}_i'$, где v_i^H – скорость начала подвижной системы координат



а – в конечном звене; **б** – в корневом звене.

рисунок 3. Силовые характеристики пружин в шарнирах

с центром O_i на оси вращения i -го звена; v'_i – скорость центра масс i -го звена в подвижной системе координат. Модуль линейной скорости v_i определяется выражением

$$v_i = \sqrt{(v_i^H)^2 + (v'_i)^2 + 2v_i^H v'_i \cos(\alpha_{i-1} + \alpha_i)}$$

или

$$v_i^2 = (v_i^H)^2 + (v'_i)^2 + 2v_i^H v'_i \cos(\alpha_{i-1} + \alpha_i). \quad (1)$$

Квадраты линейных скоростей центра масс секций в неподвижной системе координат с центром в O_1 запишем через обобщённые координаты с учётом выражения (1):

$$v_1^2 = r_1^2 \dot{\alpha}_1^2;$$

$$v_2^2 = l_1^2 \dot{\alpha}_1^2 + r_2^2 \dot{\alpha}_2^2 + 2l_1 r_2 \dot{\alpha}_1 \dot{\alpha}_2 \cos(\alpha_1 + \alpha_2).$$

Угловые скорости поворота секций:

$$\omega_1 = \dot{\alpha}_1; \quad \omega_2 = \dot{\alpha}_2.$$

Квадраты угловых скоростей:

$$\omega_1^2 = \dot{\alpha}_1^2; \quad \omega_2^2 = \dot{\alpha}_2^2.$$

Тогда выражение для кинетической энергии примет вид

$$T = \frac{1}{2} m_1 r_1^2 \dot{\alpha}_1^2 + \frac{1}{2} J_1 \dot{\alpha}_1^2 + \frac{1}{2} m_2 l_1^2 \dot{\alpha}_1^2 + \frac{1}{2} m_2 r_2^2 \dot{\alpha}_2^2 + m_2 l_1 r_2 \dot{\alpha}_1 \dot{\alpha}_2 \cos(\alpha_1 + \alpha_2) + \frac{1}{2} J_2 \dot{\alpha}_2^2.$$

Потенциальная энергия является суммой потенциальной энергии системы в поле сил тяжести и потенциальной энергии деформированных пружин:

$$U = m_1 g_M r_1 \cos(\alpha_0 + \beta - \alpha_1) + m_2 g_M [l_1 \cos(\alpha_0 + \beta - \alpha_1) - r_2 \cos(\alpha_0 + \beta + \alpha_2)] + \frac{k_1 (\varphi_{31} - \alpha_1)^2}{2} + \frac{k_2 (\varphi_{32} - \alpha_1 - \alpha_2)^2}{2},$$

где k_1 и k_2 – жёсткости пружин кручения.

Частные производные от функции кинетической энергии по обобщённым координатам и их производным:

$$\frac{\partial T}{\partial \dot{\alpha}_1} = (m_1 r_1^2 + J_1 + m_2 l_1^2) \dot{\alpha}_1 + m_2 l_1 r_2 \cos(\alpha_1 + \alpha_2) \dot{\alpha}_2;$$

$$\frac{\partial T}{\partial \dot{\alpha}_2} = m_2 l_1 r_2 \cos(\alpha_1 + \alpha_2) \dot{\alpha}_1 + (J_2 + m_2 r_2^2) \dot{\alpha}_2;$$

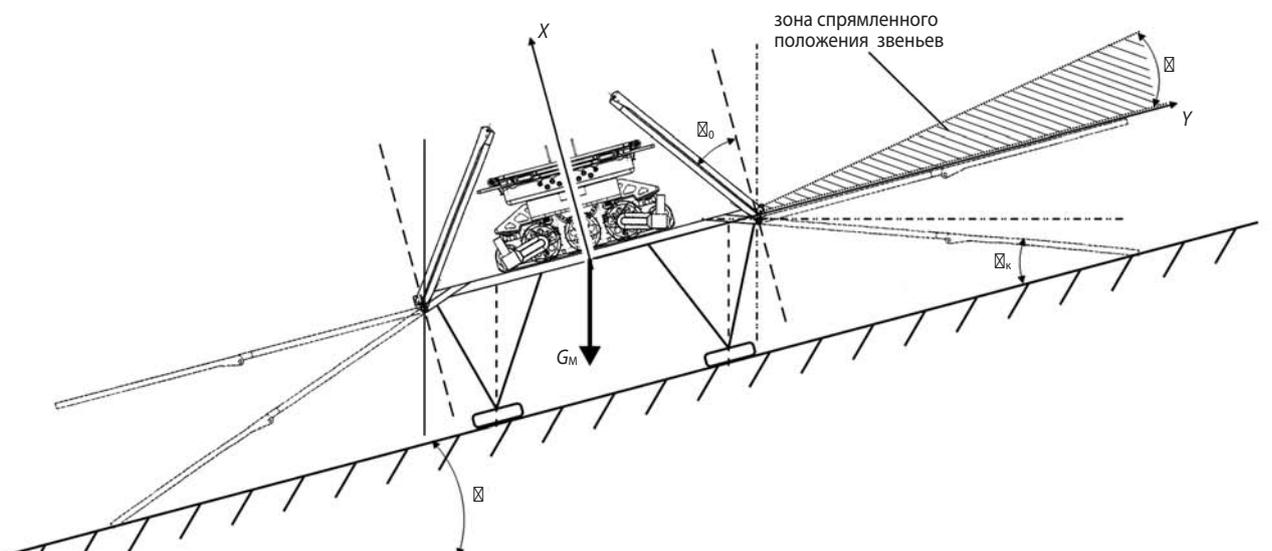


рисунок 4. Посадка платформы на склон с углом β

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{\partial T}{\partial \dot{\alpha}_1} \right) = (m_1 r_1^2 + J_1 + m_2 l_1^2) \ddot{\alpha}_1 + m_2 l_1 r_2 \cos(\alpha_1 + \alpha_2) \ddot{\alpha}_2 - m_2 l_1 r_2 \dot{\alpha}_2 (\dot{\alpha}_1 + \dot{\alpha}_2) \sin(\alpha_1 + \alpha_2);$$

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{\partial T}{\partial \dot{\alpha}_2} \right) = (J_2 + m_2 r_2^2) \ddot{\alpha}_2 + m_2 l_1 r_2 \cos(\alpha_1 + \alpha_2) \ddot{\alpha}_1 - m_2 l_1 r_2 \dot{\alpha}_1 (\dot{\alpha}_1 + \dot{\alpha}_2) \sin(\alpha_1 + \alpha_2);$$

$$\frac{\partial T}{\partial \alpha_1} = \frac{\partial T}{\partial \alpha_2} = -m_2 l_1 r_2 \dot{\alpha}_1 \dot{\alpha}_2 \sin(\alpha_1 + \alpha_2).$$

Частные производные от функции потенциальной энергии по обобщённым координатам:

$$\frac{\partial U}{\partial \alpha_1} = (m_1 g_M r_1 + m_2 g_M l_1) \sin(\alpha_0 + \beta - \alpha_1) + k_1(\varphi_{31} + \alpha_1) + k_2(\alpha_1 + \alpha_2 - \varphi_{32});$$

$$\frac{\partial U}{\partial \alpha_2} = m_2 g_M r_2 \sin(\alpha_0 + \beta + \alpha_2) + k_2(\alpha_1 + \alpha_2 - \varphi_{32}).$$

Уравнения движения в обобщённых координатах для двухзвенного трапа – система двух дифференциальных уравнений 2-го порядка с переменными коэффициентами:

$$\begin{aligned} & (m_1 r_1^2 + J_1 + m_2 l_1^2) \ddot{\alpha}_1 + m_2 l_1 r_2 \cos(\alpha_1 + \alpha_2) \ddot{\alpha}_2 - \\ & - m_2 l_1 r_2 \sin(\alpha_1 + \alpha_2) \dot{\alpha}_2^2 + (k_1 + k_2) \alpha_1 + k_2 \alpha_2 + \\ & + (m_1 g_M r_1 + m_2 g_M l_1) \sin(\alpha_0 + \beta - \alpha_1) + k_1 \varphi_{31} - k_2 \varphi_{32} = Q_1; \\ & m_2 l_1 r_2 \cos(\alpha_1 + \alpha_2) \ddot{\alpha}_1 + (J_2 + m_2 r_2^2) \ddot{\alpha}_2 - \\ & - m_2 l_1 r_2 \sin(\alpha_1 + \alpha_2) \dot{\alpha}_1^2 + k_2 \alpha_1 + k_2 \alpha_2 + \\ & + m_2 g_M r_2 \sin(\alpha_0 + \beta + \alpha_2) - k_2 \varphi_{32} = Q_2. \end{aligned} \quad (2)$$

Чтобы получить выражения для обобщённых сил, необходимо записать вариацию работы внешних нагрузок в виде

$$\delta A_p = \sum_{i=1}^2 Q_i \delta \alpha_i.$$

В нашей схеме работу совершают диссипативные силы, обусловленные трением в шарнирах трапа при раскрытии:

$$A_p = -M_{T_1} \alpha_1 + M_{T_2} (\alpha_1 + \alpha_2),$$

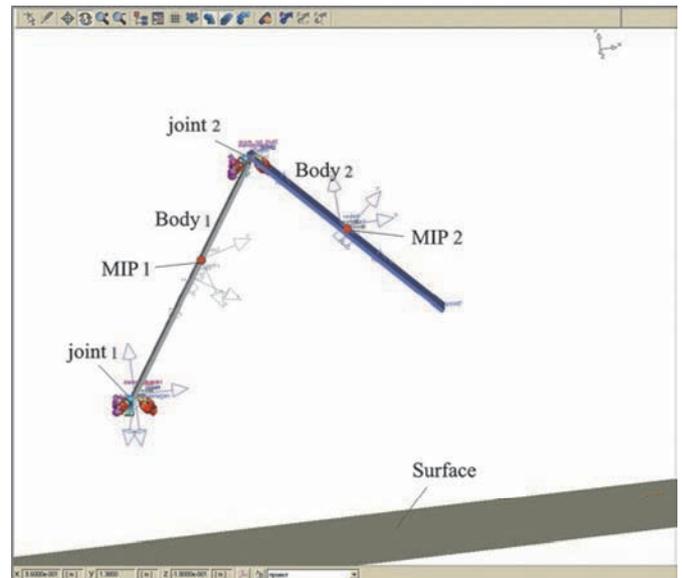
где M_{T_i} – момент трения в i -м шарнире.

3. Способ решения

Решение системы дифференциальных уравнений (2) возможно только численными методами. Для решения задачи предлагается использовать программный комплекс EULER (разработчик НПО «Автомеханика»).

Программный комплекс EULER (Бойков В.Г., Юдаков А.А., 2011) позволяет провести математическое моделирование динамического поведения рассматриваемой системы и исследовать её движение.

На рисунке 5 приведена визуализация проекта, выполненного в программе EULER.



рисунк 5. Визуализация динамической модели в программе EULER

Рассматривалось движение системы, состоящей из двух звеньев, соответствующих раскрывающимся звеньям трапа. Корневое звено трапа моделировалась звеном Body 1, в состав которого входили объекты Solid 1 (тело) и MIP 1 (массово-инерционная характеристика), концевое – звеном Body 2, имеющем в своём составе объекты Solid 2 и MIP 2.

Узлы поворота трапа задавались парами вращения (joint 1 и joint 2). Силовые воздействия на звенья 1 и 2 вводились в виде силовых элементов «момент по датчикам на одну точку» (Body 1) и «момент по датчикам на две точки» (Body 2). Функции приложенных моментов имеют вид, приведенный на рисунке 3 (линейный закон).

Моменты трения скольжения в шарнирах определяются в виде $M_{тс} = \mu \cdot r_{ш} \cdot R_{ш}$, где μ – коэффициент сухого трения; $r_{ш}$ – радиус шарнира; $R_{ш}$ – радиальная сила в шарнире (вычисляется программно на каждом шаге интегрирования).

Возможно задание моментов вязкого трения в шарнирах в виде $M_{тв} = c \cdot \dot{\alpha}_i$, где c – коэффициент вязкого трения; $\dot{\alpha}_i$ – угловая скорость i -го звена.

Положение посадочной платформы при посадке на склон с углом β определялось поворотом вектора направления силы гравитационного притяжения на этот угол. Поверхность грунта моделировалась объектом Surface.

Датчики определяют текущие значения углов α_1 и α_2 при раскрытии трапа, угловые скорости $\dot{\alpha}_1$ и $\dot{\alpha}_2$ моменты M_1 и M_2 относительно осей вращения трапа.

Разработанная динамическая модель позволяет в интерактивном режиме варьировать её характеристики: геометрию и массово-инерционные характеристики звеньев трапа, жёсткости и углы закрутки пружин кручения, положение посадочной платформы при посадке на склон и др. и выполнять интегрирование системы дифференциальных уравнений (2).

4. Результаты моделирования

В качестве примера приведены результаты моделирования для следующего варианта исходных данных (обозначения см. на рисунках 2 и 4):

$$l_1=1.4 \text{ м}; l_2=1.304 \text{ м}; r_1=0.810 \text{ м}; r_2=0.610 \text{ м};$$

$$m_1=4.3 \text{ кг}; m_2=3.35 \text{ кг}; J_{c1}=0.703 \text{ кг}\cdot\text{м}^2; J_{c2}=0.472 \text{ кг}\cdot\text{м}^2;$$

$$\mu=0.15;$$

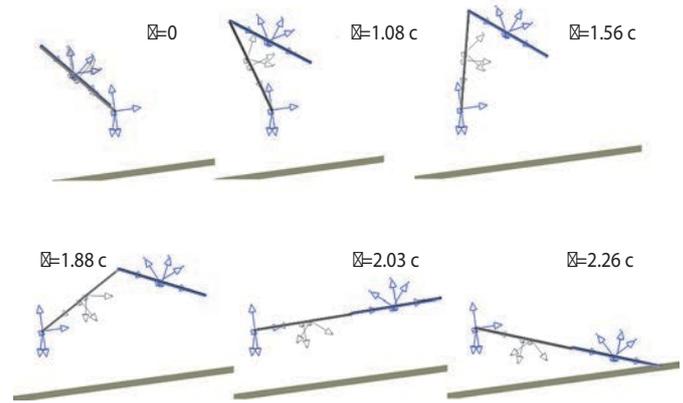
$$\alpha_0=41^\circ; \alpha_k=20^\circ; \alpha_{1k}=\alpha_0+\alpha_k+90^\circ=151^\circ; \alpha_{2k}=180^\circ;$$

$$\beta=15^\circ; \gamma=0\pm 20^\circ.$$

Рациональным представляется следующее решение: пружина корневого звена обеспечивает раскрытие трапа до вертикали (рисунок 4, линия действия вектора G_M) с некоторым запасом (т.е. на угол $\alpha_0+\beta+\Delta\alpha_1$), а дальнейшее движение корневого звена происходит уже под действием силы тяжести. Таким способом можно добиться снижения конечной угловой скорости трапа. Пружина же концевой звена должна быть закручена на полный угол поворота этого звена с небольшим запасом (т.е. на угол $\alpha_{2k}+\Delta\alpha_2$). Примем угол закрутки корневой пружины $\varphi_{31}=41^\circ+20^\circ+19^\circ=80^\circ$, минимальный угол закрутки концевой пружины $\varphi_{32}=180^\circ+10^\circ=190^\circ$.

Минимальный потребный момент для раскрытия трапов определяется расчётом для худшего случая – раскрытия трапа +Y при посадке на склон с углом $\beta=15^\circ$ (см. рисунок 4). Выполнено несколько вариантов расчётов для рассматриваемого случая. Результаты приведены в таблице 1.

Дальнейшее увеличение жёсткости корневой пружины ограничено конструктивными параметрами кронштейна крепления и узла вращения корневого звена, определяющими наружный диаметр и высоту пружины кручения. Выбран вариант 7 (см. таблицу 1). Визуализация раскрытия трапа +Y для данного варианта приведена на рисунке 6.



рисунки 6. Визуализация раскрытия трапа +Y без торможения (вариант 7)

Результаты расчёта аналогичных вариантов для трапа –Y приведены в таблице 2. В этом случае по сравнению с трапом +Y время раскрытия будет меньше, а конечные угловые скорости – выше. Необходимо выполнить расчёт на прочность трапа –Y (вариант 7) от удара о поверхность Марса. Если нагрузка от удара превышает допустимую, следует предпринять меры по снижению конечных угловых скоростей трапов и, соответственно, нагрузок при ударе о поверхность грунта (Ефанов В.В. и др., 2013).

Установка на консоли концевой трапа блока амортизаторов в виде сминаемой оболочки или сотоблока проблематична (Геча В.Я., 2015). В случае линейной зависимости амортизирующей силы от перемещения с приведённой жёсткостью $k=2.5\cdot 10^4$ Н/м ощутимый результат по снижению конечной угловой скорости трапа наблюдается для длины амортизатора $\delta\geq 40$ мм. Возникают трудности с размещением такого амортизатора в сложенном положении трапа, зона спрямления требует корректировки.

таблица 1 – Результаты для трапа +Y без торможения

вариант	$M_{пр1}^0$, Н·м	φ_{31} , град	k_1 , Н/(м·рад)	$M_{пр2}^0$, Н·м	φ_{32} , град	k_2 , Н/(м·рад)	γ , рад	время спрямления, с	время раскрытия, с	конечная угловая скорость, с ⁻¹
1	20.0	80	14.33	9.0	190	2.71		нет раскрытия		
2	20.5	80	14.68	9.0	190	2.71	-0.90	3.185	3.369	2.006
3	21.0	80	15.04	9.0	190	2.71	2.02	2.966	3.179	2.026
4	22.0	80	15.76	9.0	190	2.71	5.00	2.538	2.885	2.036
5	23.0	80	16.47	9.0	190	2.71	5.57	2.419	2.674	2.027
6	25.0	80	17.91	9.0	190	2.71	3.51	2.132	2.369	1.984
7	26.0	80	18.62	9.0	190	2.71	1.73	2.034	2.255	1.957
8	27.0	80	19.34	9.0	190	2.71	-0.27	1.953	2.154	1.927

таблица 2 – Результаты для трапа –Y без торможения

вариант	$M_{пр1}^0$, Н·м	φ_{31} , град	k_1 , Н/(м·рад)	$M_{пр2}^0$, Н·м	φ_{32} , град	k_2 , Н/(м·рад)	γ , град	время спрямления, с	время раскрытия, с	конечная угловая скорость, с ⁻¹
3	21.0	80	15.04	9.0	190	2.71	21.39	1.424	1.787	2.352
4	22.0	80	15.76	9.0	190	2.71	18.23	1.397	1.737	2.323
5	23.0	80	16.47	9.0	190	2.71	16.11	1.373	1.691	2.295
6	25.0	80	17.91	9.0	190	2.71	11.07	1.331	1.607	2.236
7	26.0	80	18.62	9.0	190	2.71	8.61	1.313	1.568	2.206
8	27.0	80	19.34	9.0	190	2.71	6.20	1.297	1.531	2.176

ИССЛЕДОВАНИЕ ДИНАМИКИ И РЕШЕНИЕ ЗАДАЧИ ПРОЕКТИРОВАНИЯ ТРАНСФОРМИРУЕМЫХ КОНСТРУКЦИЙ ПОСАДОЧНОГО МОДУЛЯ КА «ЭКЗОМАРС»

таблица 3 – Результаты для трапа +У с торможением

вариант	$M_{пр1}^0$, Н·м	$\varphi_{з1}$, град	k_1 , Н/(м·рад)	$M_{пр2}^0$, Н·м	$\varphi_{з2}$, град	k_2 , Н/(м·рад)	γ , рад	время спрямления, с	время раскрытия, с	конечная угловая скорость, с ⁻¹
3	21.0	80	15.04	9.0	190	2.71	1.27	2.985	3.214	1.755
4	22.0	80	15.76	9.0	190	2.71	4.42	2.654	2.923	1.745
5	23.0	80	16.47	9.0	190	2.71	5.11	2.434	2.714	1.721
6	25.0	80	17.91	9.0	190	2.71	3.22	2.146	2.413	1.655
7	26.0	80	18.62	9.0	190	2.71	1.56	2.049	2.300	1.619
8	27.0	80	19.34	9.0	190	2.71	-0.39	1.968	2.200	1.582

таблица 4 – Результаты для трапа –У с торможением

вариант	$M_{пр1}^0$, Н·м	$\varphi_{з1}$, град	k_1 , Н/(м·рад)	$M_{пр2}^0$, Н·м	$\varphi_{з2}$, град	k_2 , Н/(м·рад)	γ , рад	время спрямления, с	время раскрытия, с	конечная угловая скорость, с ⁻¹
3	21.0	80	15.04	9.0	190	2.71	21.39	1.425	1.813	2.086
4	22.0	80	15.76	9.0	190	2.71	18.69	1.398	1.764	2.046
5	23.0	80	16.47	9.0	190	2.71	16.11	1.375	1.719	2.007
6	25.0	80	17.91	9.0	190	2.71	11.07	1.334	1.635	1.930
7	26.0	80	18.62	9.0	190	2.71	8.66	1.316	1.597	1.893

Более рациональной представляется установка пружины торможения в корневом узле вращения. В конечном случае пружина включается в работу после поворота корневого звена трапа на угол $\varphi_{з1}$, её силовая характеристика представлена на рисунке 3б.

В таблицах 3 и 4 приведены результаты расчётов для трапов +У и –У с торможением. Применение пружины торможения с такой жёсткостью снижает конечные угловые скорости трапа от 15 до 20%.

заключение

Разработана динамическая модель для исследования динамики трансформируемых конструкций на примере раскрытия трапов посадочного модуля КА «ЭКЗОМАРС-2018». Получены уравнения движения системы. Для формирования модели и интегрирования системы дифференциальных уравнений использовался программный комплекс EULER.

Динамическая модель является универсальной и позволяет в интерактивном режиме варьировать характеристики рассматриваемой системы: геометрию и массово-инерционные характеристики звеньев трапа, жесткости и углы закрутки пружин кручения, трение в шарнирах, положение посадочной платформы при посадке на склон и др. Фактически построен инструмент для поиска рационального конструкторского решения на стадии проектирования.

В качестве примера приведены результаты моделирования для одного из вариантов исходных данных. Выполнены расчёты для посадки на склон 15° с учётом и без учёта мер по снижению конечных угловых скоростей трапов.

список литературы

Бойков В.Г., Юдаков А.А. Моделирование динамики твердых и упругих тел в программном комплексе

EULER // Информационные технологии и вычислительные системы. 2011. № 1. С. 42-52.

Виттенбург Й. Динамика систем твердых тел. М.: Мир, 1980. 292 с.

Геча В.Я., Ефанов В.В., Клишев О.П., Кузнецов Д.А. и др. Влияние вибраций на целевую прецизионную аппаратуру космических аппаратов // Полёт. 2015. № 3. С. 20-24.

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. С. 21-25.

Ефанов В.В., Горовцов В.В., Котомин А.А., Душенок С.А. Детонационные устройства разделения космического комплекса «ЭКЗОМАРС-2018» // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2014. № 2. С. 120-124.

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

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) // Полёт. 2010. № 11. С. 3-8.

Пичхадзе К.М., Финченко В.С., Алексашкин С.Н., Острешко Б.А. Трансформируемые аппараты, спускаемые в атмосферах планет // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2015. № 2. С. 4-13.

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.

Статья поступила в редакцию 22.04.2016 г.

ПРЕДВАРИТЕЛЬНОЕ ПРОЕКТИРОВАНИЕ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ ПСЕВДОКОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ НА СОЛНЕЧНОЙ ЭНЕРГИИ ДЛЯ ВАЛИДАЦИИ ДЛИТЕЛЬНОГО БЕСПОСАДОЧНОГО ПОЛЁТА

PRELIMINARY DESIGN OF EXPERIMENTAL SOLAR-POWERED PSEUDO SATELLITES FOR VALIDATION OF LONG ENDURANCE CONTINUOUS FLIGHT



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

Приведены общие сведения о первом отечественном ПКА на солнечной энергии. Показана целесообразность разработки более экономичных ПКА для отработки управления полётом, парирования нештатных ситуаций и выполнения специальных манёвров, снижающих требования к СЭП. Приведены результаты предварительного проектирования экономичных ПКА.

Ключевые слова: псевдокосмический аппарат; система энергоснабжения; валидация результатов предварительного проектирования.

ВВЕДЕНИЕ

Разработка и применение псевдокосмических аппаратов (ПКА) или «атмосферных» КА становится актуальным и многообещающим направлением развития воздушно-космической техники. ПКА представляет собой стратосферный беспилотный летательный аппарат, работающий, как и традиционные КА, на солнечной энергии. Применение ПКА имеет целью наращивание возможностей традиционных КА на региональном уровне. Предварительное проектирование ПКА, как показано в (Клименко Н.Н., 2015), состоит в достижении массогабаритного и энергетического балансов, обеспечивающих круглосуточное функционирование ПКА в полёте.

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



К.А. Гончаров¹,
heatpipe@laspace.ru;
K.A. Goncharov

An overview of the first domestic solar-powered pseudo satellite is provided. The expediency of developing of more economical pseudo satellites, for testing flight control, parry of emergency situations and performing of special maneuvers to reduce the requirements to the power supply system is shown. The results of preliminary design of economical pseudo satellites are given.

Key words: pseudo satellite; power supply system; validation of the results of preliminary design.

Теоретически и в ходе наземной экспериментальной отработки установлена возможность длительного многосуточного барражирования ПКА над заданным районом, что делает их привлекательными для заинтересованных потребителей. Вместе с тем, проблемными остаются вопросы парирования нештатных ситуаций, выполнение манёвров при небольших числах Рейнольдса на малой скорости с учётом ветровых нагрузок, обеспечение устойчивого полёта с использованием интеллектуальных систем управления в меняющихся и малоисследованных условиях околоземного космоса (стратосферы).

Парирование рисков, обусловленных воздействием на ПКА внешних факторов, может быть достигну-

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

ПРЕДВАРИТЕЛЬНОЕ ПРОЕКТИРОВАНИЕ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ ПСЕВДОКОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ НА СОЛНЕЧНОЙ ЭНЕРГИИ ДЛЯ ВАЛИДАЦИИ ДЛИТЕЛЬНОГО БЕСПОСАДОЧНОГО ПОЛЁТА

то путём «пошагового» освоения новых технологий и поэтапной валидации достигнутых результатов в ходе демонстрационных экспериментальных полётов масштабированных и полномасштабных моделей ПКА (Клименко Н.Н., 2016; Брусов В.С. и др., 2015). Демонстрационным полётам должны предшествовать тщательная наземная отработка, а также проведение натурных экспериментов на последовательно увеличиваемых высотах.

В статье рассматриваются экспериментальные ПКА для валидации длительного беспосадочного полёта на малых и средних высотах. Первый из реализованных отечественных ПКА подтвердил возможность беспосадочного полёта в течение 72 часов на высотах до 10000 м. Однако сравнительно высокая стоимость таких ПКА и высокий уровень риска их разрушения в ходе дальнейшей экспериментальной отработки привели к поиску более экономичных вариантов, разрабатываемых на базе уже созданных конструктивных элементов и технологий. Далее анализируются возможные более экономичные ПКА. По результатам их предварительного проектирования предложен наиболее рациональный проект экономичного ПКА, результаты экспериментов с которым могут быть положены в создание доказательной базы для развертывания ОКР.

1. Общая характеристика «ПКА-Л»

Первый отечественный экспериментальный аппарат «ПКА-Л» (получивший также название ЛА-251 «АИСТ») предназначался для осуществления полёта на высоте до 12000 м в течение не менее 72 часов, а также для валидации аналитических расчётов в его обеспечение.

«ПКА-Л» выполнен по нормальной аэродинамической схеме и представляет собой свободнесущий моноплан с двухбалочным хвостовым оперением и прямоугольным крылом (рисунок 1).

На рисунке 2 представлен состав комплекса «ПКА-Л», обеспечивающего проведение полётов.

Модульный принцип построения «ПКА-Л» позволяет формировать различные его модификации с различным размахом крыла в зависимости от решаемых задач и типа полезной нагрузки (рисунок 3).

Крыло «ПКА-Л» состоит из четырёх унифицированных консолей-секций. Верхняя обшивка крыла является основой для установки фотоэлектрических преобразователей (ФЭП). Горизонтальное и вертикальное оперение крепятся к центроплану крыла с помощью балок ферменной конструкции, в передней части которой установлены обтекатели.

Каждая секция крыла содержит винтомоторную установку (рисунок 4) и систему энергоснабжения (СЭП), состоящую из четырёх модулей, каждый из которых обеспечивает работу своего электродвигателя от солнечной батареи или от аккумуляторной батареи (в темное время суток). СЭП является наиболее сложной и дорогостоящей системой «ПКА-Л». Это обусловлено тем, что она спроектирована исходя из требования обеспечить многосуточный полёт на высоте 12000 м. Однако эту задачу, как показал предшествующий опыт, можно разделить на составные части:

1. Отработка управления в полёте над заданным районом.
2. Отработка методов парирования нештатных ситуаций.
3. Проведение специальных манёвров для снижения требований к характеристикам СЭП.
4. Вывод ПКА на максимальную высоту.



рисунок 1. ПКА ЛА-251 «АИСТ»

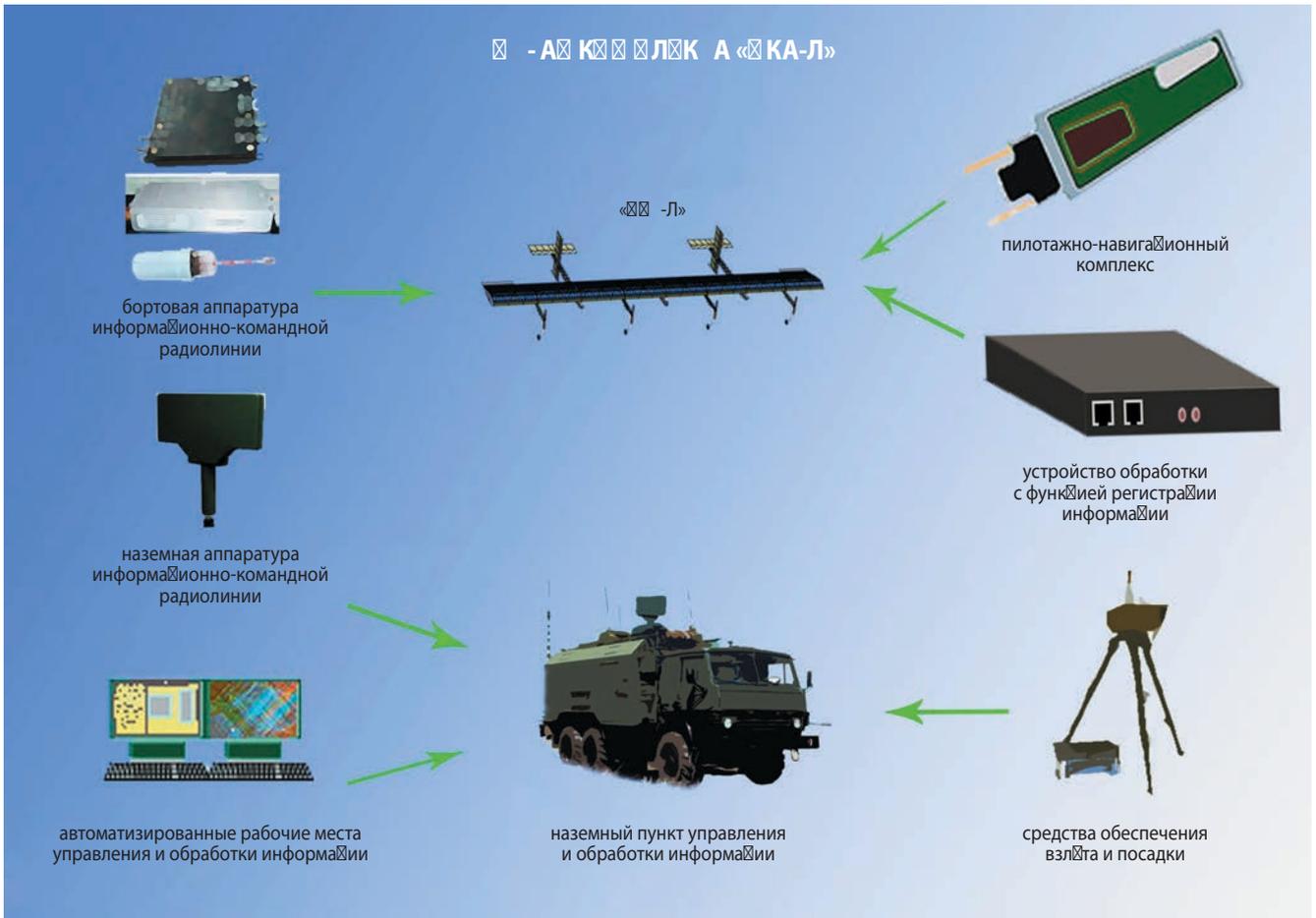


рисунок 2. Состав комплекса «ПКА-Л»

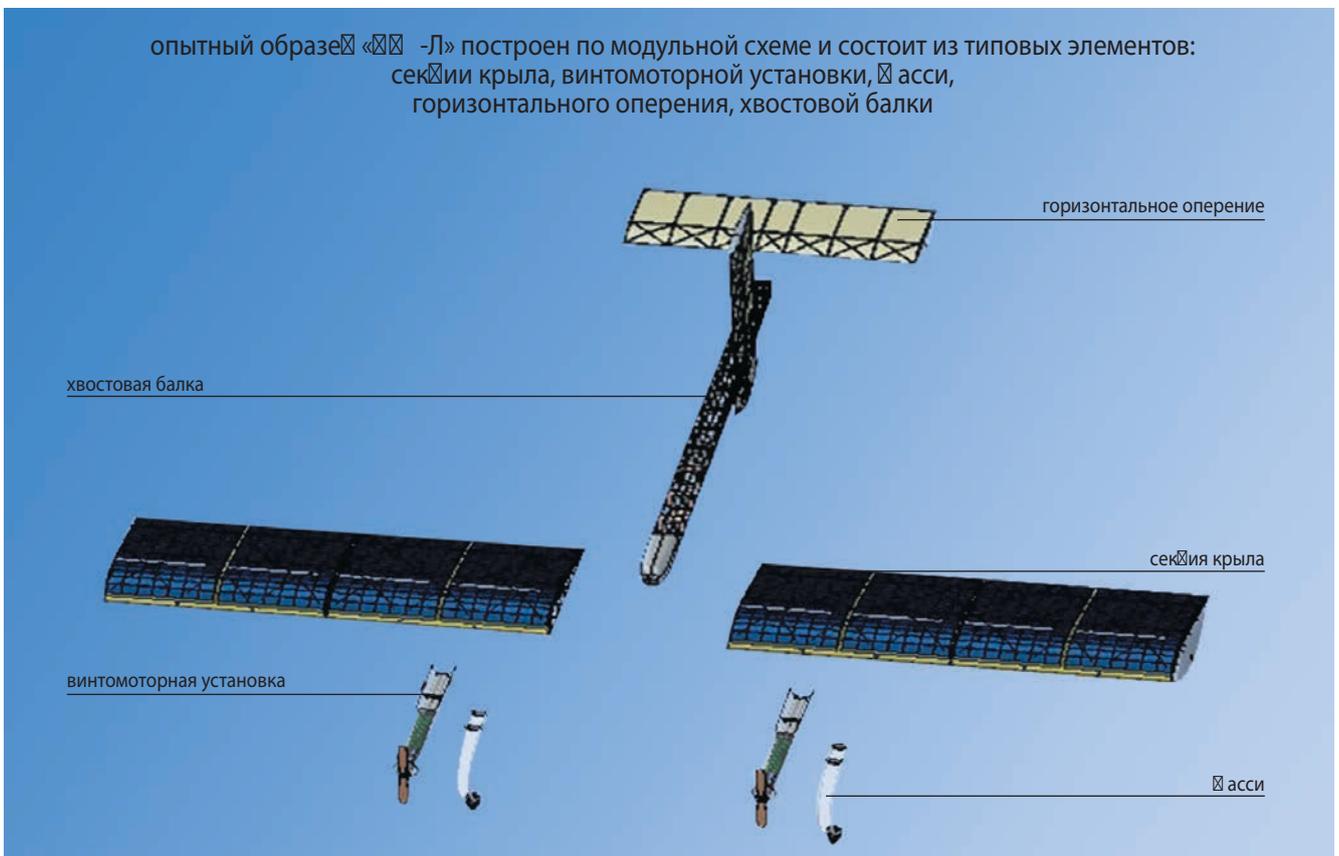


рисунок 3. Модульный принцип построения «ПКА-Л»

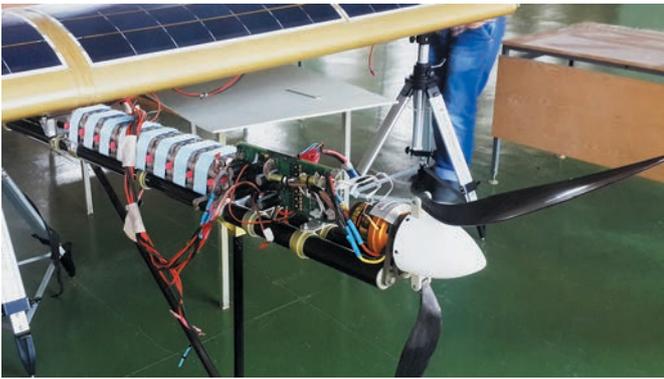


рисунок 4. Винтомоторная установка

Для минимизации риска потери аппарата с дорогостоящей СЭП при выводе на максимальную высоту целесообразно решение задач 1–3 осуществить на небольших высотах с использованием ПКА с экономичной СЭП.

Далее рассматриваются вопросы предварительного проектирования такого ПКА для валидации прогнозируемых результатов экспериментальных работ в рамках решения задач 1–3.

2. Анализ альтернативных вариантов ПКА с экономичной СЭП

2.1. Общая характеристика и аэродинамические характеристики

Модифицированный вариант «ПКА-2» может быть построен на основе модульной конструкции, унифицированных модулей-консолей крыла и элементов СЭП, применяемых в «ПКА-Л». Для снижения стоимости в ПКА исключён ряд дорогостоящих и тяжёлых элементов: уменьшено количество модулей силовых установок и стоек шасси – с четырёх до двух, а также хвостовых балок со стабилизаторами и киями – с двух комплектов до одного; уменьшена вдвое площадь ФЭП: установлена на двух секциях крыла вместо четырёх; внешний вид «ПКА-2» приведён на рисунке 5, а весовые сводки «ПКА-Л» и «ПКА-2» в трёх модификациях, отличающихся исполнением и количеством аккумуляторных батарей (АБ), представлены в таблице.

Следует отметить, что у «ПКА-2» также улучшены аэродинамические характеристики за счёт удлинения законцовок крыла и снижения его индуктивного сопротивления.

Определим аэродинамические характеристики ПКА в соответствии с методиками, приведёнными в (Бадягин А.А., Мухаммедов Ф.А., 1978; Остославский И.В., 1957).

Полётная мощность «ПКА-2» в горизонтальном полёте определяется выражением

$$N_{\text{ПП}} = m_0 g V_{\text{В}} C_{xa} / C_{ya}, \quad (1)$$

а с учётом того, что воздушная скорость полёта «ПКА-2»

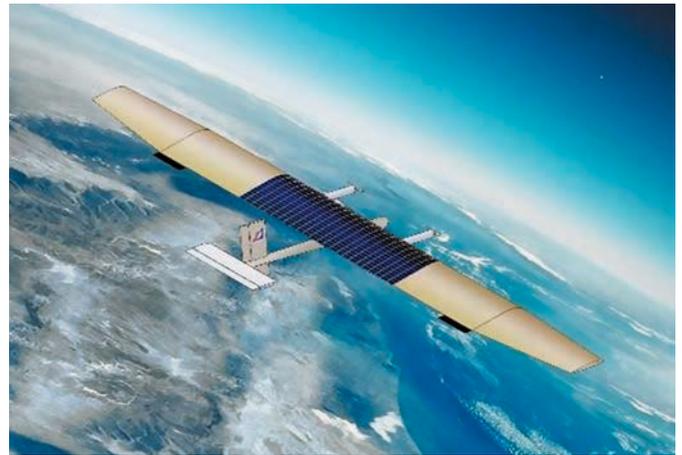


рисунок 5. Внешний вид «ПКА-2»

$$V_{\text{В}} = \sqrt{\frac{2m_0 g}{S \rho C_{ya}}}, \quad (2)$$

подстановкой получим

$$N_{\text{ПП}} = m_0 g \sqrt{\frac{2m_0 g}{S \rho C_{ya}}} C_{xa} / C_{ya} = m_0 g \frac{C_{xa}}{C_{ya}^{1.5}} \sqrt{\frac{2\rho}{\rho}}. \quad (3)$$

Выражения (1)–(3) содержат следующие величины: m_0 , кг – взлётная масса «ПКА-2»; g , м/с² – ускорение свободного падения на данной высоте – в соответствии с (Мартынов А.К., 1972); ρ , кг/м³ – плотность атмосферы – принимается в соответствии с (Остославский И.В., Тумов В.М., 1947) на средней высоте полёта с поправками на давление P_r и температуру t атмосферы у земной поверхности (ГОСТ 4401-81, 1982):

$$\rho = \rho_{\text{МСА}} \frac{P_r}{760 \text{ мм. рт. ст. } t + 273}, \quad (4)$$

C_{xa} , C_{ya} – коэффициенты сопротивления и подъёмной силы ПКА;

$V_{\text{В}}$, м/с – воздушная скорость полёта;

S , м² – площадь крыла;

$\rho = m_0 g / S$, Н/м² – удельная нагрузка на крыло.

Для оценки аэродинамических характеристик летательных аппаратов применяются также аэродинамическое качество $K = C_{ya} / C_{xa}$ и обратный коэффициент мощности $C_{ya}^{1.5} / C_{xa}$.

Для определения аэродинамического качества «ПКА-2» $C_{ya}^{1.5} / C_{xa}$ в выражении (3) воспользуемся полярой «ПКА-2» на рисунке 6 и графиками аэродинамического качества и обратного коэффициента качества на рисунке 7 (на рисунках 6 и 7 для сравнения также приведены соответствующие характеристики для «ПКА-Л»).

Из графиков на рисунках 6 и 7 следует, что минимальный часовой расход энергии реализуется на режиме максимума обратного коэффициента мощности $C_{ya}^{1.5} / C_{xa} = 25,25$ при $C_{ya} = 0,8$, а величина m_0 в формулах (1)–(3) определяется для различных вариантов ПКА из таблицы. Площадь крыла «ПКА-2» $S = 34,4$ м².

таблица – Весовые сводки прототипа «ПКА-Л» и «ПКА-2»

наименование частей	масса частей, кг×количество			
	«ПКА-Л»	«ПКА-2», варианты		
		1	2	3
модуль крыла	6×4	6×4	6×4	6×4
законцовка крыла	0,5×2	3,6×2	3,6×2	3,6×2
модуль силовой установки	5,2×4	5,2×2	5,2×2	5,2×2
стойка шасси	3,5×4	3,5×2	3,5×2	3,5×2
хвостовая балка со стабилизатором и килем	6,5×2	6,5×1	6,5×1	6,5×1
гондола БРЭО	2	–	–	–
панель ФЭП	8×4	8×2	8×2	8×2
блок АБ	7,7×4	7,7×2	7,7×3	7,7×4
проводка электрическая силовая	7	3,5	3,5	3,5
БРЭО с приводами	3	2	2	2
итого:	147,6	92,0	99,7	107,4

2.2. Оценка энергетического баланса «ПКА-2»

При оценке энергетического баланса «ПКА-2» принимается ряд допущений:

- движение ПКА в суточном цикле осуществляется в заданном диапазоне частот с набором высоты в дневное время и снижением в тёмное время суток;
- аэродинамические коэффициенты, КПД винтов и двигателей в течение суточного цикла не меняются;
- зарядка аккумуляторной батареи осуществляется в астрономический полдень;
- расчётная продолжительность дня определяется границами, когда мощность, выдаваемая ФЭП, равна половине средней мощности, необходимой для горизонтального полёта.

На рисунке 8 приведена суточная циклограмма энергетических параметров «ПКА-2», где приняты следующие обозначения:

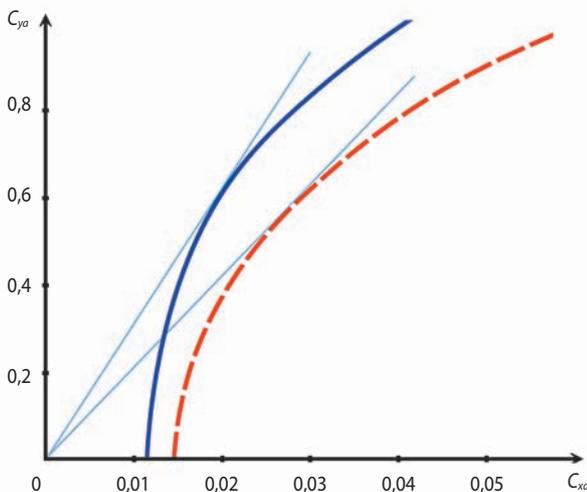


рисунок 6. Поляры ПКА:
 - - - «ПКА-Л»; — «ПКА-2»

- P_p – потребляемая мощность;
- P_{pe} – средняя потребляемая мощность;
- $P_{ФЭП}$ – мощность ФЭП;
- $P_{АБ}$ – мощность, отдаваемая аккумуляторной батареей;
- $E_{АБ}$ – запас энергии аккумуляторной батареи;
- $t_{дн}$ – расчётная продолжительность дня;
- $t_{нч}$ – расчётная продолжительность ночи;
- $H_0, \Delta H$ – высота полёта и перепад высот в суточном цикле.

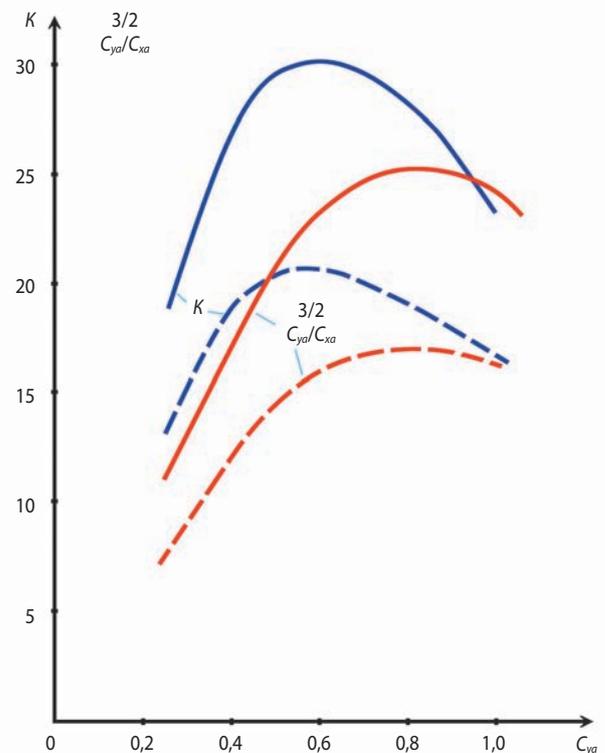


рисунок 7. Аэродинамическое качество $K=C_{ya}/C_{xa}$ ПКА:
 - - - «ПКА-Л», — «ПКА-2»;
 обратный коэффициент мощности $C_{ya}^{1,5}/C_{xa}$ ПКА:
 - - - «ПКА-Л», — «ПКА-2»

ПРЕДВАРИТЕЛЬНОЕ ПРОЕКТИРОВАНИЕ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ ПСЕВДОКОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ НА СОЛНЕЧНОЙ ЭНЕРГИИ ДЛЯ ВАЛИДАЦИИ ДЛИТЕЛЬНОГО БЕСПОСАДОЧНОГО ПОЛЁТА

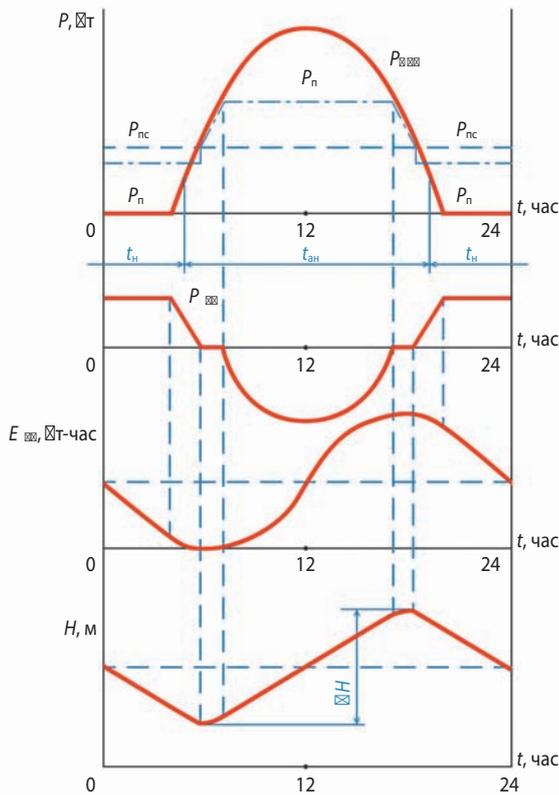


рисунок 8. Суточная циклограмма энергетических параметров «ПКА-2»

Средняя потребляемая в полёте мощность

$$P_{пс} = \frac{N_{ПП}}{\eta_{СУ}} + P_{БРЭО} = \frac{1}{\eta_{СУ}} \frac{C_{xa}}{C_{ya}^{1.5}} (m_0 g)^{1.5} \sqrt{\frac{2}{Sp}} + \quad (5)$$

$$+ P_{БРЭО} = \frac{m_0 g}{\eta_{СУ}} \frac{C_{xa}}{C_{ya}^{1.5}} \sqrt{\frac{2}{Sp}} + P_{БРЭО},$$

где $\eta_{СУ} = \eta_{дв} \eta_{к} \eta_{в}$ – КПД силовой установки;

$\eta_{дв}$, $\eta_{к}$, $\eta_{в}$ – КПД двигателя, контроллера и воздушного винта;

$p = m_0 g / S$, – удельная нагрузка на крыло;

$P_{БРЭО}$ – мощность, потребляемая бортовым радиоэлектронным оборудованием (БРЭО).

Необходимым условием выполнения многосуточного полёта является

$$E_{ФЭП} \geq P_{пс} 24 \text{ ч} \quad (6)$$

или

$$E_{ФЭП} \geq \left(\frac{m_0 g}{\eta_{СУ}} \frac{C_{xa}}{C_{ya}^{1.5}} \sqrt{\frac{2p}{\rho}} + P_{БРЭО} \right) 24 \text{ ч}. \quad (7)$$

Другое необходимое условие выполнения многосуточного полёта – обеспечение в тёмное время суток в течение

$$t_{н} = 24 \text{ ч} - t_{дн} \quad (8)$$

превышения располагаемой энергоёмкостью аккумуляторной батареи $E_{АБрасп}$ с учётом использования потенциальной энергии «ПКА-2» при снижении его на ΔH средней потребляемой в полёте энергии:

$$E_{АБрасп} \geq P_{пс} t_{н} - m_0 g \Delta H / 360 \quad (9)$$

или с учётом (5)

$$E_{АБрасп} \geq \left(\frac{t_{н}}{\eta_{СУ}} \frac{C_{xa}}{C_{ya}^{1.5}} \sqrt{\frac{2p}{\rho}} - \Delta H / 3600 \right) m_0 g + P_{БРЭО} t_{н}. \quad (10)$$

Для оценки энергетического баланса «ПКА-2» в соответствии с выражениями (7) и (10) приняты следующие исходные данные:

$$\frac{C_{xa}}{C_{ya}^{1.5}} = 24,6, \text{ что соответствует } V_{в} = 8,3 \text{ м/с; } \eta_{СУ} = 0,6;$$

$$S = 34,4 \text{ м}^2; P_{БРЭО} = 50 \text{ Вт; } t_{н} = 10,5 \text{ ч; } m_0 = 76,6 \text{ кг} + m_{АБ};$$

$E_{ФЭПрасп} = 14400 \text{ Вт·ч}$ (получено экспериментально в начале июля на 58° с.ш.).

Варьируемые параметры по вариантам ПКА, приведённым в таблице:

$$m_{АБ} = 15,4 \text{ кг; } 23,1 \text{ кг; } 30,8 \text{ кг;}$$

$$E_{АБрасп} = 3516 \text{ Вт·ч; } 5275 \text{ Вт·ч; } 7032 \text{ Вт·ч.}$$

При этом взлётная масса m_0 определяется по вариантам также в таблице.

В расчётах рассмотрены два профиля полёта:

- на постоянной высоте 500 м ($\Delta H = 0$);
- с изменением высоты в суточном цикле от 500 м до 6500 м ($\Delta H = 6000$ м).

Расчёты показали, что все три варианта «ПКА-2» обеспечивают выполнение многосуточного полёта с теми или иными ограничениями. Второй вариант снаряжения ПКА с экономичной СЭП наиболее предпочтителен, так как он обеспечивает наибольший запас энергии и изменение профиля полёта до высоты 8000 м: при $\Delta H = 6000$ м обеспечивается запас 17%. Первый вариант наиболее экономичный, но многосуточный полёт требует обязательного изменения высоты $\Delta H = 9000$ м, что невыполнимо. Третий вариант ограничен по энергии ФЭП размахом высоты $\Delta H \leq 3000$ м, но обладает значительным запасом энергии до 28% в ночное время. Однако третий вариант наиболее затратный. Следует отметить, что запас энергии может быть использован для компенсации внезапных внешних воздействий: ухудшения инсоляции, воздействия ветровых потоков и турбулентности. Запас энергии может быть также направлен на увеличение высоты или скорости полёта при необходимости.

3. Анализ устойчивости и балансировки «ПКА-2»

В соответствии с (Остославский И.В., Стражева И.В., 1969) запас продольной статистической устойчивости определяется производной коэффициента продольного момента $m_z^{C_{ya}}$ относительно центра масс. Летательный аппарат нейтрален, если $m_z^{C_{ya}} = 0$, и устойчив при отрицательных значениях: достаточным считается $m_z^{C_{ya}} \leq -0,05$.

Аэродинамические коэффициенты можно представить в виде (Остославский И.В., Стражева И.В., 1969):

$$\begin{aligned} C_{ya} &= C_{ya \text{ кр}} + k_{ro} \frac{S_{ro}}{S} a_{ro} (\alpha + \varphi_{го} - \varepsilon); \\ C_{ya \text{ кр}} &= C_{ya \text{ кр}}^a (\alpha + \varphi_{кр} - \alpha_0); \\ \varepsilon &= 3,38 C_{ya \text{ кр}} \quad (11) \\ m_z &= C_{mo} + C_{ya \text{ кр}} (\bar{x}_T + C_{m \text{ кр}}^{C_{ya}}) + k_{ro} \frac{S_{ro} L_{ro}}{S b_a} a_{ro} (\alpha + \varphi_{го} - \varepsilon). \end{aligned}$$

Подставим в эти соотношения геометрические параметры «ПКА-2» и соответствующие им аэродинамические характеристики:

$k_{ro}=0,93$ – коэффициент торможения потока в зоне оперения;

$S_{ro}=1,5 \text{ м}^2$; $L_{ro}=3,8 \text{ м}$ – площадь и плечо горизонтального оперения;

$S=34,4 \text{ м}^2$ – площадь крыла;

$b_a=1,5 \text{ м}$ – средняя аэродинамическая хорда (САХ);

$a_{ro}=2,9 \text{ рад}^{-1}$ – производная коэффициента подъёмной силы изолированного горизонтального оперения по углу атаки (Остославский И.В., Стражева И.В., 1969);

$\varphi_{го}$ – угол установки горизонтального оперения;

$\varphi_{кр}=1,2^\circ$ – угол установки крыла;

$\alpha_0=-3,5^\circ$ – угол атаки нулевой подъёмной силы крыла;

$C_{mo}=-0,032$; $C_{m \text{ кр}}^{C_{ya}}=-0,228$ – моментные характеристики профиля крыла;

$\bar{x}_T = x_T/b_a=0,217$ – относительная координата центра масс (центровка);

ε , градус–угол скоса потока за крылом в зоне оперения;

$C_{ya \text{ кр}}^a=5,35 \text{ рад}^{-1}$ – производная коэффициента подъёмной силы изолированного крыла по углу атаки (Остославский И.В., Стражева И.В., 1969).

В итоге получим:

$$C_{ya \text{ кр}}=0,439+0,0934 \alpha;$$

$$C_{ya}^a=0,436+0,095 \alpha+0,021 \varphi_{го};$$

$$\varepsilon=1,485+0,316 \alpha;$$

$$m_z=-0,029-0,00466 \alpha - 0,00531 \varphi_{го};$$

$$C_{ya}^a=5,44 \text{ рад}^{-1}=0,0949 \text{ градус}^{-1};$$

$$m_z^a=-0,267 \text{ рад}^{-1}=-0,00466 \text{ градус}^{-1};$$

$$\varepsilon^a=0,316. \quad (12)$$

С учётом того, что $m_z^{C_{ya}}=m_z^a/C_{ya}^a$, запас устойчивости «ПКА-2» $m_z^{C_{ya}}=-0,0491$. Это означает, что центр масс располагается впереди аэродинамического фокуса «ПКА-2» на уровне 0,0491 средней аэродинамической хорды крыла.

Балансировка ПКА, т.е. $m_z=0$, в экономическом режиме обеспечивается при $C_{ya \text{ кр}}=0,7$ и $\alpha=2,79^\circ$. Из полученных ранее соотношений следует, что для

обеспечения балансировки требуется угол установки горизонтального оперения $\varphi_{го}=-7,91^\circ$, что приемлемо по запасу угла атаки.

4. Преодоление ветровых потоков

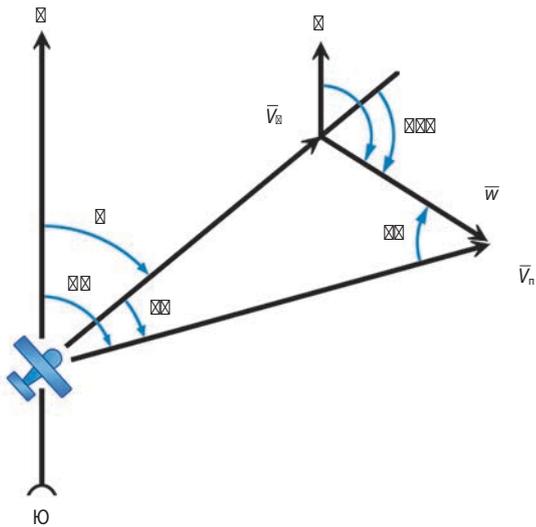
Малая скорость полёта «ПКА-2» оптимальна по расходу энергии, но сопоставима с допустимой скоростью ветра. Поэтому безопасное преодоление ветровых потоков требует выработки специальных приёмов, не типичных для «большой авиации».

Рассмотрим взаимодействие «ПКА-2» с ветровым потоком. Путевая скорость V_n равна векторной сумме воздушной скорости V_b и скорости ветра W (Остославский И.В., 1964), как показано на рисунке 9.

Принята предельная скорость ветра при взлёте и посадке – 7 м/с. Воздушная скорость «ПКА-2» составляет 8,3 м/с. Тогда при полёте «по коробочке» (классическая траектория) на участках, ориентированных против ветра, путевая скорость будет снижаться до 1,3 м/с (16% V_b), а по ветру – увеличиваться до 15,3 м/с (184% V_b). Значительное изменение путевой скорости приводит к тому, что при фиксированных настройках в контурах маршрутного управления интенсивность управления по курсу меняется от избыточной (колебательные процессы в полёте против ветра) до недостаточной (вялое управление, некачественное соблюдение маршрута в полёте по ветру).

Для повышения безопасности целесообразно в этих условиях выполнять полёты «галсами», т.е. совершая возвратно-поступательные проходы против ветра с небольшим отклонением от направления «на ветер» между двумя заданными точками, как показано на рисунке 10. При этом полёт выполняется без скольжения, т.е. вектор воздушной скорости направлен вдоль продольной оси ПКА. Это не требует в установившемся полёте на проходах систематических отклонений рулевых поверхностей. По аэродинамике этот полёт выполняется так же, как и в безветрие. Относительно земли траектория представляет собой вытянутую «восьмерку», а относительно воздушного потока – «змейку». Развороты делаются только против ветра, кратковременное снижение путевой скорости не приводит к появлению колебаний курса и крена. Траектория ПКА компактна в пространстве, что облегчает визуальный контроль и связь командной радиолинии, и устойчива к случаям внезапного усиления ветра, т.к. расположена против ветра от командного пункта. Такая тактика полётов в условиях, когда скорость ветра доходила до 83% скорости ПКА, была отработана в ходе многолетних дистанционных измерений атмосферных потоков загрязняющих веществ, выполнявшихся в 1980–1992 гг. беспилотными аппаратами разработки МАИ по заказу Госкомгидромета СССР.

При оптимальной воздушной скорости $V_b=8,3 \text{ м/с}$, скорости ветра $W=7 \text{ м/с}$ (84% V_b) предлагаемая тра-



К – курс; **δ** – направление ветра; **КУВ** – курсовой угол ветра; **ПУ** – путевой угол; **УС** – угол сноса; **УВ** – угол ветра.

рисунок 9. Схема воздействия ветра на полёт ПКА

ектория с курсовым углом ветра $KУВ=147,5^\circ$ обеспечивает полёт «ПКА-2» без смещения по ветру. Путевая скорость составляет 4,5 м/с (54% $V_в$), угол сноса $УС=57,5^\circ$.

Схема скоростей при левом и правом галсах, когда расстояние между пунктами маршрута много больше радиуса разворота, показана на рисунке 11. Преимуществом такой траектории также является стабильно малый угол разворота «ПКА-2» на маршруте: при заданных условиях – это $\pm 65^\circ$, вместо $32,5^\circ/147,5^\circ/147,5^\circ/32,5^\circ$ – в полёте «по коробочке». Чередование знака разворота к тому же уменьшает накопленную погрешность в канале крена инерциальной системы с датчиками МЭМС (по опыту полётов на аналогичном пилотажно-навигационном комплексе, разработанном для «ПКА-Л»).

Кроме траектории полёта, рассмотрим также устойчивость ПКА к воздействию турбулентных порывов, сопровождающих ветровой поток. Следует отметить, что стандартные математические модели турбулент-

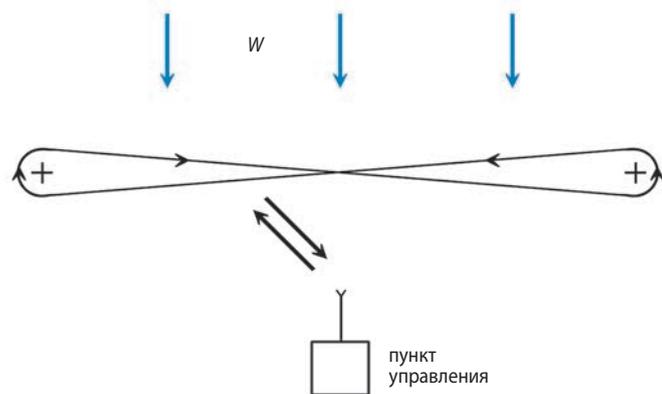


рисунок 10. Схема маршрута при полёте «галсами» (вид сверху)

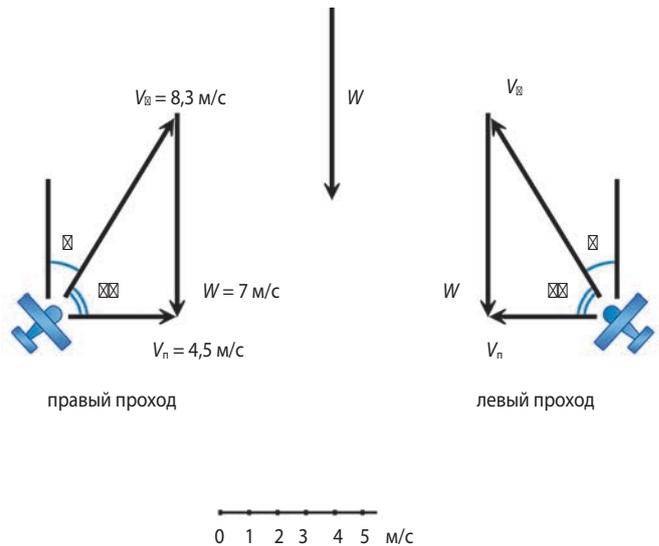


рисунок 11. Схема скоростей при полёте «галсами»

ности, основанные на случайном выборе мгновенного значения порывов, для данного класса аппаратов не дают определённого результата. Саму модель мгновенного порыва корректно применять лишь для скоростей полёта, на 1–2 порядка превосходящих скорости возмущений, что даёт приращения аэродинамических углов, близкие к реальным, и характерные частоты воздействия возмущений много больше собственной частоты ЛА, когда реакция по углам не может «смягчить» воздействие. Для аппаратов класса ПКА такая модель даёт более «жёсткое» воздействие.

Ограничимся здесь вычислением предельных величин мгновенных порывов, независимо по двум осям, исходя из критических углов атаки и скольжения. Для данного ПКА с профилем крыла Р-3А-15 критические углы атаки составляют $+16,5^\circ/-6,5^\circ$. В полёте, когда $C_{ya}=0,7$, угол атаки крыла составляет 5° , а запасы по углу атаки $\pm 11,5^\circ$. Тогда по нормальной оси допускаются мгновенные порывы до $\pm 1,67$ м/с. Примем предельно допустимый угол скольжения $\pm 10^\circ$. Тогда допустимые боковые мгновенные порывы равны $\pm 1,45$ м/с.

5. Направления создания ПКА с улучшенными характеристиками

Демонстрационный экспериментальный «ПКА-2» после завершения испытаний и отработки задач 1–3 (см. раздел 1) рассматривается в качестве прототипа для создания ПКА с улучшенными характеристиками: по высоте и длительности многосуточного полёта, а также по размещению усовершенствованной полезной нагрузки с большей массой и энергопотреблением.

Для обеспечения многосуточных полётов ПКА на высотах более 15000 м необходимо применение ФЭП и аккумуляторных батарей с более высокими, чем в «ПКА-Л» и «ПКА-2», характеристиками. Так, вместо

используемых литий-ионных батарей с весовой эффективностью 240 Вт-ч/кг необходимо использование литий-серной батареи с весовой эффективностью не менее 600 Вт-ч/кг. Улучшению характеристик ПКА будет также способствовать изменение фотогенирующей части СЭП на основе ФЭП с КПД не менее 22% и удельной массой не более 700 г/м².

Кроме того, необходимо провести доработки конструкции ПКА и винтомоторной группы, а именно:

- применение кессонной конструкции крыла с увеличенной жёсткостью и уменьшенной удельной массой;
- замена жесткого шасси на убираемое для снижения аэродинамического сопротивления;
- замена винтомоторной установки на высотную с винтом увеличенного диаметра с изменяемым шагом для изменения скорости движения ПКА от 7 м/с у земной поверхности до 70 м/с на высоте 30000 м, а также с понижающим редуктором для повышения эффективности винтомоторной установки на 10%.

При реализации указанных выше доработок ПКА сможет осуществлять высотные многосуточные полёты с полезной нагрузкой до 10 кг и потребляемой мощностью до 500 Вт.

По мере разработки и применения отечественной аккумуляторной батареи на Li-O с удельной весовой эффективностью не менее 600 Вт-ч/кг станет возможным не только обеспечить круглогодичную эксплуатацию ПКА, но и увеличить массу полезной нагрузки и её энергопотребление на 50% без увеличения размеров планера.

Следующим шагом в направлении увеличения массы и энергопотребления полезной нагрузки ПКА является снижение удельной массы солнечной батареи с 0,9 кг/м² до 0,3 кг/м² за счёт применения интегрированной конструкции верхней обшивки крыла и фотогенирующей части солнечной батареи. Это позволит повысить характеристики полезной нагрузки в два раза.

Предельные возможности в перспективном ПКА планируется достигнуть за счёт увеличения размаха крыльев до 70–90 м и применения гибридной СЭП, в состав которой будет входить высокоэффективная



рисунок 12. Перспективный ПКА

аккумуляторная батарея, регенируемый топливный элемент с устройством электролиза и солнечная батарея (Клименко Н.Н., 2015). Рисунок 12 иллюстрирует возможный облик такого ПКА.

Последовательное «пошаговое» решение изложенных выше технологических и конструкторских задач позволит создать высокоэффективный ПКА для длительного беспосадочного полёта свыше 12–18 месяцев на высотах 20–25 км с полезной нагрузкой до 200–250 кг и электропотреблением до 5 кВт.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

По результатам разработки и испытаний «ПКА-2» может быть сформирована «дорожная карта» создания перспективного ПКА. На основе приведённых выше предложений, дополненных результатами экспериментов с опытными образцами ПКА с последовательно улучшаемыми характеристиками, будут разработаны проектный облик штатного ПКА для решения прикладных задач и план наращивания технологических возможностей отечественной промышленности в области ФЭП, регенируемых топливных элементов на твёрдом топливе типа SOFC, высокоэффективных АКБ, а также аэроэластичных материалов для высоконадёжных крупногабаритных планеров.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

- Бадягин А.А., Мухаммедов Ф.А. Проектирование легких самолетов. М.: Машиностроение, 1978. 208 с.
- Брусов В.С., Карчаев Х.Ж., Клименко Н.Н., Мартынов М.Б. и др. Проблемы создания псевдоспутников – высотных атмосферных беспилотных летательных аппаратов на солнечной энергии // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2015. № 1. С. 71-79.
- ГОСТ 4401-81. Атмосфера стандартная. Параметры. М.: ИПК Издательство стандартов, 1982.
- Клименко Н.Н. Предварительное проектирование псевдокосмических аппаратов: базовые методы и критерии осуществимости // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2015. № 1. С. 55-65.
- Клименко Н.Н. Программно-целевой подход к созданию аэрокосмической системы на базе псевдокосмических аппаратов // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 1. С. 26-36.
- Мартынов А.К. Прикладная аэродинамика. М.: Машиностроение, 1972. 448 с.
- Остославский И.В. Авиационный справочник. М.: Воениздат, 1964.
- Остославский И.В. Аэродинамика самолета. М.: Оборонгиз, 1957. 560 с.
- Остославский И.В., Стражева И.В. Динамика полета. М.: Машиностроение, 1969. 501 с.
- Остославский И.В., Тутов В.М. Аэродинамический расчет самолета. М.: Оборонгиз, 1947. 343 с.

Статья поступила в редакцию 06.07.2016 г.

ОБОСНОВАНИЕ ТРЕБОВАНИЙ К ЗАКУПАЕМЫМ СЛУЖЕБНЫМ СИСТЕМАМ И УСТРОЙСТВАМ ПРИ СОЗДАНИИ И МОДЕРНИЗАЦИИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ



Е.Н. Хохлачев¹,
*профессор,
доктор технических наук,
khokhlach@mail.ru;*
E.N. Khokhlachev

Предлагается совокупность методов обоснования требований к закупаемым системам: методов теории чувствительности, многоуровневого моделирования, аналогий, экспертных оценок – направленных на разрешение противоречия между минимизацией затрат и высокими требованиями к эффективности функционирования космических аппаратов.

Ключевые слова:

*космический аппарат;
служебные системы;
требования; качество;
теория чувствительности;
многоуровневая модель; методы аналогий;
экспертные оценки.*

Введение

Обоснованная совокупность требований к служебным системам (СС), закупаемым у отечественных и зарубежных предприятий при создании и модернизации космических аппаратов (КА), является необходимым условием разрешения противоречия между минимизацией затрат на техническое оснащение создаваемых объектов и высокими требованиями к эффективности их функционирования.

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

JUSTIFICATION OF REQUIREMENTS TO THE PROCURED HOUSE-KEEPING SYSTEMS AND DEVICES FOR SPACECRAFT DEVELOPMENT AND MODERNIZATION



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

The article offers a set of methods of a substantiation of the requirements for the procured systems. This includes methods of sensitivity theory, multilevel models, analogies, expert assessments. The methods are aimed at resolving the contradictions between cost minimization and strict requirements for spacecraft functioning efficiency.

Key words:

*spacecraft;
house-keeping systems;
requirements; quality;
theory of sensitivity;
multilevel model; analogy methods;
expert assessments.*

Для использования математических методов и вычислительной техники, обеспечивающих разрешение этого противоречия, необходимо: формально представить требования, выбрать методы обоснования требований, обосновать критерии их оценки, поставить комплекс задач обоснования требований с учётом особенностей закупаемых систем и устройств, выбрать или разработать методы решения поставленных задач.

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

1. Формальное представление требований

Пусть для создания или модернизации КА требуется n различных СС. Каждое i -я система определяется упорядоченным множеством характеристик (показателей)

$$\Pi_i = \{\pi_{i1}, \pi_{i2}, \dots, \pi_{ij}, \dots, \pi_{imi}\},$$

где m_i – число характеристик i -й системы.

Каждая j -я характеристика π_{ij} может быть задана своим наименованием, качественным или количественным определением. Примем следующие условия:

- наименование характеристики и её важность однозначно определяются её рангом (местом) j в упорядоченном множестве Π_i ;
- если имеет место качественное требование, определяемое наличием или отсутствием требуемого свойства i -й СС, то характеристика π_{ij} принимает значение «1» при наличии этого свойства и значение «0» при его отсутствии;
- если имеет место количественное требование, то характеристика π_{ij} принимает значение в соответствующих физических единицах.

Число закупаемых СС каждого вида определяется вектором $R = \{r_1, r_2, \dots, r_i, \dots, r_n\}$, где r_i – число закупаемых СС i -го вида. Пусть одна из характеристик множества Π_i , например π_{i1} , определяет затраты $c_i = \pi_{i1}$ на приобретение одной i -й СС. Тогда затраты на приобретение всех СС i -го вида равны $C_i = r_i c_i$, а затраты на закупку всего комплекса СС

$$C = \sum_{i=1}^n C_i.$$

Пусть теперь определены требования к остальным ij -м характеристикам каждой i -й СС, задаваемые в виде $\pi_{ij} \in \pi_{tij}$, где π_{tij} – множество требуемых значений ij -й характеристики. При этом $\pi_{tij} = 1$ или $\pi_{tij} = 0$ для качественных показателей, а для количественных характеристик π_{tij} представляет собой отрезок прямой на оси допустимых значений ij -й характеристики, задаваемый в виде двухстороннего или одностороннего допуска на требуемые значения этой характеристики.

Необходимо иметь в виду, что множество π_{tij} всегда является подмножеством допустимых значений π_{dij} характеристики ij , т.е. $\pi_{tij} \subseteq \pi_{dij}$. При этом допустимые значения характеристики определяются исходя из возможностей современной науки и техники, а также возможностей промышленности по созданию перспективных СС.

В результате требования к i -м закупаемым СС могут быть заданы в виде упорядоченного множества значений

$$\Pi_{ti} = \{\pi_{ti1}, \pi_{ti2}, \dots, \pi_{tij}, \dots, \pi_{timi}\}, \pi_{tij} \subseteq \pi_{dij}; i=1, 2, \dots, n. \quad (1)$$

2. Методы обоснования требований

Требования к СС зависят от показателей качества и эффективности КА и степени влияния характеристик этих систем на данные показатели. В дальнейшем будем считать, что уже заданы требования к показателям качества на основе требований, предъявляемых к эффективности КА. Определение этих требований является самостоятельной задачей, рассмотренной в работах отечественных исследователей (Матвеев Ю.А. и др., 2015; Ефанов В.В. и др., 2009; Сенцов Ю.И. и др., 2015).

В результате, если заданы требования к показателям качества КА и существуют зависимости между этими показателями и характеристиками СС, то требования к ним могут быть определены путём вычисления предельных значений характеристик, соответствующих предельным (требуемым) значениям показателей качества КА.

Пусть задан вектор показателей качества КА

$$g = \{g_1, g_2, \dots, g_k, \dots, g_m\}.$$

Пусть теперь определены требования к этим показателям в виде диапазонов их требуемых значений g_{tk} , т.е. $g_k \in g_{tk}$, $k=1, 2, \dots, m$. В результате требования к качеству КА могут быть определены с использованием соотношения $g \in G_T$, где $G_T = \{g_{tk}\}$.

Предположим, что для повышения качества КА необходимо максимизировать все показатели g_k . В случае минимизируемых показателей, например стоимости, можно взять их обратные значения. Выберем любой из показателей g_k и допустим, что требования к нему задаются в виде неравенства $g_{nk} < g_k < g_{bk}$, где g_{nk} и g_{bk} – нижнее и верхнее требуемые значения показателя g_k . В этом случае диапазон значений данного показателя задаётся в виде отрезка $g_{tk} = (g_{nk}, g_{bk})$, или требования заданы в виде $g_k \in (g_{nk}, g_{bk})$. В случае, если требования к частным показателям задаются в виде отрезков $g_{tk} = (g_{nk}, g_{bk})$, множество G_T будет представлять собой m -мерный параллелепипед, ограниченный этими отрезками. В пределах этого параллелепипеда должна находиться точка, определяемая координатами вектора g . Выход этой точки за пределы параллелепипеда будет означать нарушение требований.

Допустим также, что требования к характеристикам СС также задаются в виде неравенств $\pi_{nij} < \pi_{ij} < \pi_{vij}$, где π_{nij} и π_{vij} – нижнее и верхнее требуемые значения ij -й характеристики i -й СС. При этом характеристики π_{ij} приводятся к такому виду, чтобы их увеличение оказывало положительное влияние на качество управления.

Примем условие, что установлены зависимости между характеристиками СС и показателями качества КА, которые имеют следующий общий вид:

$$g_k = F_k(\pi_{ij}, i=1, 2, \dots, n; j=1, 2, \dots, m_i), k=1, 2, \dots, m. \quad (2)$$

Данная зависимость может быть приближенной (ассоциативной), алгоритмической, аналитической (в виде конкретной функции), представлять собой случайную или неслучайную функцию или определяться с помощью специальной процедуры. Такая зависимость существует, так как СС влияют на качество КА, но для определения конкретного вида этой зависимости с заданной точностью и достоверностью необходимо проводить детальные исследования.

С учётом этого методы обоснования требований к СС включают следующие действия:

1. Определяется зависимость (2), задаётся нижнее требуемое значение $g_{нк}$ показателя g_k и формируется уравнение

$$g_{нк} = F_k(\pi_{ij}, i=1, 2, \dots, n; j=1, 2, \dots, m_i). \quad (3)$$

2. Данное уравнение решается относительно переменных π_{ij} .

Поскольку характеристики π_{ij} являются, как правило, альтернативными и взаимозависимыми, т.е. увеличение одной из них может приводить к уменьшению другой, решение будет неоднозначным. В результате, с целью определения нижних требуемых значений π_{nij} характеристик π_{ij} , целесообразно установить следующий порядок выбора окончательного варианта решения. Методом перебора в области допустимых значений характеристик π_{ij} определяется множество вариантов их минимальных значений π_{nij} , удовлетворяющих уравнению (3); затем выбирается один из возможных методов анализа полученных вариантов, например метод экспертных оценок, и выбирается вариант, удовлетворяющий заказчика. Полученные значения π_{nij} будут определять нижнюю границу требований к характеристикам π_{ij} .

Аналогично определяются верхние требуемые значения характеристик путём решения уравнения

$$g_{вк} = F_k(\pi_{ij}, i=1, 2, \dots, n; j=1, 2, \dots, m_i). \quad (4)$$

Процедура решения задачи будет зависеть от выбранного метода формирования зависимости (2) и соответственно уравнений (3) и (4). Кроме этого, число анализируемых вариантов решений данных уравнений может быть очень велико, поэтому для формирования зависимости (2) и последующего анализа полученных решений необходимо обосновать специальные методы, снижающие размерность решаемой задачи и реализуемые с использованием вычислительной техники. К ним можно отнести методы: теории чувствительности, на основе многоуровневой модели систем, аналогий, экспертных оценок (Хохлачев Е.Н. и др., 2012).

3. Методы теории чувствительности

Предметом теории чувствительности является исследование влияния характеристик отдельных элементов системы на качество её функционирования.

При этом предполагается, что существует некоторая случайная или неслучайная аналитическая зависимость, связывающая характеристики элементов с показателем качества системы. С использованием этой зависимости производится отображение возможных приращений характеристик элементов на приращение показателя качества, и формируются функции чувствительности, позволяющие оценить влияние характеристик элементов на этот показатель. Методы теории чувствительности детально изложены в (Томович Р. и др., 1972; Методы теории..., 1971).

Предположим, что зависимость (2) представляет собой дифференцируемую функцию по всем аргументам. Тогда при относительно малых приращениях аргументов $\Delta\pi_{ij}$ возможное приращение показателя Δg_k можно представить в следующем виде:

$$\Delta g_k = \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^{m_i} u_{ij} \Delta\pi_{ij}; \quad u_{ij} = \frac{\partial F_k}{\partial \pi_{ij}} \text{ при } \pi_{ij} = \pi_{0ij}, \quad (5)$$

где u_{ij} – функция чувствительности, характеризующая степень влияния характеристики π_{ij} на показатель g_k ; π_{0ij} – среднее значение характеристики π_{ij} из области ее допустимых значений.

Выражение (5) является аналогом полного дифференциала функции нескольких аргументов. При этом значения u_{ij} определяются подстановкой значений π_{0ij} в полученное выражение соответствующей частной производной.

Обобщая методы теории чувствительности, можно предложить один из возможных вариантов процедуры обоснования требований к СС. Процедура включает следующий порядок действий:

1. Формируются и анализируются зависимости (2). Если данные зависимости дифференцируются, то переходим к следующему действию; если нет – определяется другой метод обоснования требований.

2. Формируются зависимости (5), отображающие возможные приращения характеристик в приращение показателя эффективности.

3. Определяется среднее значение $g_{0k} = (g_{вк} + g_{нк})/2$ каждого показателя g_k и требуемые отклонения $\Delta g_k = (g_{вк} - g_{нк})/2$ относительно среднего значения в предположении, что нижнее и верхнее требуемые значения симметричны относительно g_{0k} .

4. Определяются средние значения $\pi_{0ij} = (\pi_{вл ij} + \pi_{нл ij})/2$ характеристик средств π_{ij} , где $\pi_{вл ij}$ и $\pi_{нл ij}$ – верхнее и нижнее допустимые (но не требуемые) значения характеристики π_{ij} .

5. Определяются значения функций чувствительности для каждой характеристики π_{ij} подстановкой значений π_{0ij} в полученные частные производные u_{ij} .

6. Формируются приращения для характеристик средств в виде $\Delta\pi_{ij} = \pi_{вл ij} - \pi_{0ij}$, где $\pi_{вл ij}$ – предполагаемое верхнее требуемое значение характеристики π_{ij} .

7. Значение требуемого отклонения Δg_k и полученные выражения для приращений $\Delta\pi_{ij}$ подставляются в (5).

8. Соотношение (5) преобразуется в уравнение следующего вида:

$$\Delta g_k = \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^{m_i} u_{ij} \Delta \pi_{vij}. \quad (6)$$

9. Находится решение уравнения (6) относительно переменных π_{vij} , полученные значения которых будут определять верхнюю требуемую границу значений характеристик π_{ij} .

Апробация методов теории чувствительности показывает, что в отдельных частных случаях они могут быть использованы для обоснования требований к относительно несложным СС или к их отдельным элементам. Однако в общем случае при обосновании требований к сложным техническим системам эти методы пока не находят практического применения т.к. процедура получения адекватной аналитической зависимости (2) весьма сложная. При этом необходимо одновременно анализировать большое число различных по физическому смыслу и размерности характеристик служебных систем, что может приводить к недостоверным результатам.

4. Методы на основе многоуровневой модели КА

Снизить размерность задачи по обоснованию требований к СС и их составным частям можно с использованием многоуровневых моделей, основы которых изложены в (Месарович М., 1982). Данные модели могут быть использованы для обоснования требований к СС и их элементам (Хохлачев Е.Н., 1987; Хохлачев Е.Н. и др., 2009). Процедура решения задачи будет включать следующие действия: обоснование многоуровневой модели КА, выбор показателей каждого уровня и обоснование их межуровневого взаимодействия, обоснование итеративной процедуры определения требований к показателям СС.

Многоуровневая модель КА может быть сформирована с различной степенью детализации элементов каждого уровня. Определение содержания уровней неоднозначно и выполняется в результате согласованных действий разработчиков КА. В настоящей статье приводятся общие рекомендации по формированию многоуровневых моделей.

Предлагаются следующие уровни (рисунок): внешний (ВУ); концептуальный (КУ); системотехнический (СУ, технические (ТУ1, ..., ТУN). При переходе на нижестоящий уровень происходит деление системы на подсистемы (элементы), которые, в свою очередь рассматриваются как системы при переходе на следующий нижестоящий уровень. Затем определяются основные показатели этих подсистем, на которые могут влиять характеристики технических устройств, и формируются межуровневые зависимости следующего вида:

$$g_i = F_i(g_k), g_k = \{g_{k1}, g_{k2}, \dots, g_{kj}, \dots, g_{kv}\}, i=1, 2, \dots, m;$$

$$g_{kj} = F_{kj}(g_c), g_c = \{g_{c1}, g_{c2}, \dots, g_{cs}, \dots, g_{cr}\}, j=1, 2, \dots, v; \quad (7)$$

$$g_{cs} = F_{cs}(\pi_{ij}, i=1, 2, \dots, n; j=1, 2, \dots, m_i), s=1, 2, \dots, r,$$

где g_i – i -й показатель качества КА внешнего уровня; g_{kj} – j -й показатель качества подсистем концептуального уровня; g_{cs} – s -й показатель качества подсистем системотехнического уровня; π_i – j -я характеристика i -го технического устройства, влияющая на показатель g_{cs} .

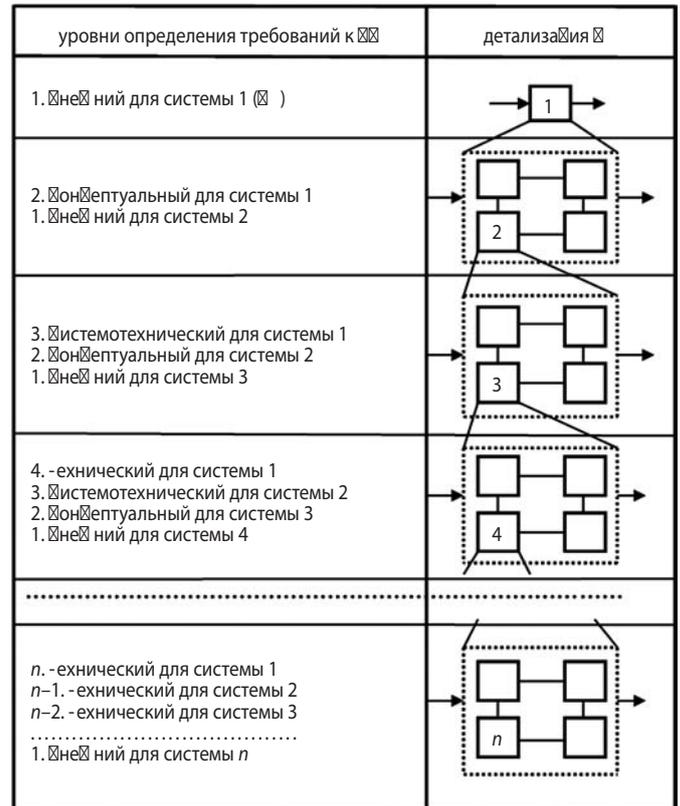


рисунок. Многоуровневая модель КА

С помощью полученных зависимостей (7) и исходных требований $g \in G_{\text{т}}$, предъявляемых к КА на ВУ, определяются требования $g_k \in G_{\text{кт}}$ к показателям КУ, затем – требования $g_c \in G_{\text{ст}}$ к показателям СУ, а затем на ТУ1 – требования к характеристикам конкретных технических средств, которые будут иметь вид (1).

Возможен переход к нижестоящим техническим уровням ТУ2, ТУ3, ..., ТУN, когда необходимо определять требования к отдельным элементам (комплектующим деталям, блокам, модулям, микросхемам и др.) технических средств ТУ1. В этом случае вновь определяются показатели этих элементов, формируются соответствующие межуровневые зависимости, и процедура повторяется.

Процедура формирования многоуровневой модели КА и определения требуемых значений показателей (характеристик) каждого уровня завершается, когда будет достигнута требуемая степень детализации

технических средств (устройств). Данная процедура определения требований к отдельным устройствам является достаточно сложной и основана на принципе сбалансированности (равновесия, непротиворечивости) значений показателей (характеристик) всех уровней формируемой модели КА.

5. Метод аналогий

Метод аналогий широко используется для решения задач в условиях неопределённости. Субъект, решая поставленную перед ним задачу, определяет аналогичные задачи и возможные результаты их решения на основе исследования окружающей действительности. Затем по совокупности установленных признаков определяются наиболее близкие результаты, которые используются при решении поставленной задачи. Сущность метода и порядок его применения при исследовании информационных процессов изложены в (Орехов А.М., 2009; Кузнецов И.Н., 2001).

Метод аналогий можно также использовать при обосновании требований к служебным системам КА. Процедура метода включает следующие действия:

- определение общих требований к КА;
- определение аналогичных, но уже реализованных (работающих) отечественных и зарубежных систем (систем-аналогов);
- анализ технического оснащения этих систем, определение состава и характеристик технических средств;
- определение возможностей отечественной промышленности по разработке данных средств или их приобретения с учетом выделяемых ассигнований;
- обобщение полученных положительных результатов и принятие решения по использованию данных средств при модернизации КА;
- уточнение характеристик данных средств и обоснование требований к СС КА на основе полученных характеристик.

Метод аналогий позволяет достаточно оперативно определить требования к служебным системам КА. Однако для его реализации необходимо иметь постоянно пополняемую базу данных, содержащую полные и достоверные сведения о существующих и перспективных отечественных и зарубежных разработках.

6. Экспертные оценки

Методы экспертных оценок детально изложены в (Хохлачев Е.Н. и др., 2012) и могут быть использованы совместно с методом аналогий. При обосновании требований к СС КА процесс экспертных оценок может содержать следующие этапы:

1. Обоснование целесообразности получения экспертных оценок при определении требований к СС.
2. Разработка или выбор метода сбора и обработки экспертной информации.
3. Формирование экспертной группы.
4. Сбор экспертной информации.
5. Обработку и анализ полученной информации.

Обоснование целесообразности экспертных оценок необходимо в том случае, когда нет других формальных путей получения достоверных исходных данных для решения задачи. Разработка или выбор методов сбора и обработки экспертной информации, или метода экспертных оценок осуществляется в соответствии со спецификой решаемой задачи, наличием достаточного количества компетентных экспертов и сроками получения экспертных оценок. При формировании экспертной группы необходимо решать задачи по качественному и количественному отбору экспертов. Состав экспертной группы должен соответствовать рассматриваемому вопросу, включать различных специалистов, по возможности независимых. В ходе определения количества экспертов необходимо учитывать, что при малом их числе возможно чрезмерное влияние оценки каждого эксперта, а при большом – трудно выработать единое мнение и снижается роль крайнего мнения, которое не всегда может быть ошибочным. Сбор экспертной информации зависит от выбора метода экспертных оценок. Обычно для сбора экспертной информации составляют специальные документы, например анкеты, утверждаемые соответствующими руководителями и затем рассылаемые экспертам. Экспертная информация обрабатывается выбранным методом, как правило, с использованием вычислительной техники. Полученные в результате обработки данные анализируют и используют для утверждения окончательного варианта требований к СС.

7. Критерии и порядок оценки закупаемых систем и устройств

В том случае, если закупаемые системы и устройства представлены в единственном экземпляре и нет возможности выбора, целесообразность их приобретения будет оцениваться по критерию пригодности, т.е. каждое i -е средство приобретается и вводится в эксплуатацию, если все его характеристики удовлетворяют поставленным требованиям, или $\pi_{ij} \in \pi_{tij}$, $j=1, 2, \dots, m_i$. В противном случае поставка бракуется и поставщику предлагается закупить (разработать, доработать) средство, удовлетворяющее заданным требованиям.

Если поставщики предлагают несколько вариантов аналогичных систем или устройств и существует подмножество систем (устройств), удовлетворяющих поставленным требованиям, т.е. имеется возмож-

ность выбора, то критерии оценки будут зависеть от используемых методов решения многокритериальных задач (Хохлачев Е.Н. и др., 2012), направленных на определение приемлемого варианта. Многокритериальная задача оценки закупаемых систем может быть сформулирована следующим образом.

Пусть для модернизации КА требуется приобрести некоторое устройство и поставщики предлагают n вариантов этого устройства, при этом каждый i -й вариант характеризуется векторной оценкой $\Pi_i = \{\pi_{i1}, \pi_{i2}, \dots, \pi_{ij}, \dots, \pi_{im}\}$, в которой представлены конкретные количественные и качественные значения характеристик этой разработки. Все характеристики каждого устройства в большей или меньшей степени удовлетворяют поставленным требованиям, т.е. $\pi_{ij} \in \pi_{ij}$.

Задана модель предпочтений M_n представленных характеристик, включающая две группы предпочтений: все характеристики векторных оценок Π_i упорядочены по важности и приведены к такому виду, что их большие значения для заказчика лучше меньших.

Необходимо определить и приобрести такое устройство, характеристики которого Π^* удовлетворяют заданной модели предпочтений M_n .

Процесс решения задачи сводится к последовательному сужению множества векторных оценок $G = \{\Pi_i\}$ или множества предлагаемых средств до требуемой векторной оценки Π^* . Данный процесс может включать такие последовательно выполняемые основные этапы:

1. Проверка выполнения предъявляемых требований к поставляемым устройствам и определение множества векторных оценок устройств $G_1 \subset G$, которые удовлетворяют поставленным требованиям.

2. Определение множества Парето $G_n \subset G_1$ (множества векторных оценок, не различимых по предпочтению).

3. Преобразование (при необходимости) векторных оценок полученного множества G_n в множество G_n , каждая векторная оценка которого содержит характеристики, приведенные к единой шкале измерения, и которые можно сравнивать друг с другом.

4. Определение требуемой векторной оценки $\Pi^* \in G_n$ и принятие решения о приобретении устройства, обладающего характеристиками Π^* .

Требуемая векторная оценка определяется с использованием различных методов, выбор которых зависит от особенностей полученного множества G_n . К таким методам относятся: лексикографические, главного и обобщенного показателей, последовательных уступок, вложенных отношений. Суть этих методов изложена, а также примеры использования данной процедуры решения задачи при выборе конкретных средств цифровой связи и вычислительных сетей приведены в (Хохлачев Е.Н. и др., 2012).

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Комплексное применение предлагаемых методов позволит в значительной степени разрешить противоречие между минимизацией затрат на техническое оснащение создаваемых объектов и высокими требованиями, предъявляемыми к эффективности их функционирования. Дальнейшее совершенствование методов возможно на основе широкого использования вычислительной техники и создания удобного интерфейса, обеспечивающих оперативное, точное и достоверное решение задач выбора технических устройств.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

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.

Кузнецов И.Н. Информация: сбор, защита, анализ. Учебник по информационно-аналитической работе. М.: ООО Изд-во Яуза, 2001. 318 с.

Матвеев Ю.А., Ламзин В.А., Ламзин В.В. Метод прогнозных исследований эффективности модификаций КА при комплексной замене подсистем // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2015. № 4. С. 53-59.

Методы теории чувствительности в автоматическом управлении / Под ред. Е.Н. Розенвассера и Р.М. Юсупова. Л.: Сов. радио, 1971. 344 с.

Месарович М., Мако Д., Такахара И. Теория иерархических многоуровневых систем. М.: Наука, 1982. 343 с.

Орехов А.М. Методы экономических исследований. М.: ИНФРА-М. 2009. 392 с.

Сенцов Ю.И., Хмельщиков М.В. Зависимость веса космического аппарата дистанционного зондирования Земли от пространственного разрешения съемочной аппаратуры // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2015. № 2. С. 81-88.

Томович Р., Вукобратович М. Общая теория чувствительности: пер с серб. и англ. / Под ред. Я.З. Цыпкина. М.: Сов. радио, 1972. 240 с.

Хохлачев Е.Н., Перекрестов С.А. Организация и технологии выработки решений при управлении системой и войсками связи. Выработка решений при испытаниях средств и техническом обеспечении связи и АСУ. М.: ВА РВСН, 2012. 215 с.

Хохлачев Е.Н. Теоретические основы создания и применения АСУ. М.: МО СССР, 1987. 375 с.

Хохлачев Е.Н., Рожнов А.В., Алешкевич А.А., Орлов Г.Ю. и др. Комплекс моделей систем физической защиты на основе многоуровневого описания сложных систем // Нейрокомпьютеры: разработка, применение. 2009. № 12. С. 62-69.

Статья поступила в редакцию 03.06.2016 г.

РАЦИОНАЛИЗАЦИЯ ИНФОРМАЦИОННЫХ МЕР ПРОЦЕССОВ В ВОЗДУШНО-КОСМИЧЕСКОЙ КИБЕРИНФОРМАТИКЕ

RATIONALIZATION OF THE INFORMATION MEASURES OF THE PROCESSES IN AIR-AND-SPACE CYBER INFORMATICS



Б.И. Глазов¹,
профессор,
доктор технических наук,
big1936@mail.ru;
B.I. Glazov

Предлагается способ рационализации информационных мер процессов, и на его основе решается задача оптимизации свойств радиолокационных сигналов. Вводятся понятия интегральной энтропии и энтропийной функции неопределённости, псевдочётной числовой моделирующей последовательности, оптимизирующей структуру сложных сигналов. Сравняются свойства классических и предлагаемых мер информационной неопределённости в радиолокации объектов воздушно-космического базирования.

Ключевые слова: интегральная энтропия; энтропийная неопределённость; псевдочётная числовая последовательность.

ВВЕДЕНИЕ

Информатизация – процесс удовлетворения потребностей в информации. Своевременная информированность участников взаимоотношений стала актуальнейшей проблемой нашего времени, успешно решаемой в условиях широчайшего внедрения во все сферы человеческой деятельности возможностей космической навигации, позволяющих создавать эффективные распределённые системы с глобально

The way to streamline information processes and measures is proposed and on this basis, the task of optimizing the properties of radar signals is solved. The concepts of integral entropy and entropy function of uncertainty, pseudo-even numerical simulating sequence optimizing the structure of complex signals are introduced. The properties of classical and proposed measures of information uncertainty in radar air- and space-borne objects.

Keywords: integral entropy; entropy uncertainty; pseudo-even numeric sequence.

доступным информационным обеспечением. К примерам таких системных образований можно отнести коллективы людей в предметных областях деятельности, многомашинные и человеко-машинные комплексы, структурированные группы аппаратов наземного и летательных объектов воздушно-космического базирования (Клюшников В.Ю., Скобелев П.О., 2015; Комовкин С.В. и др., 2015; Занин К.А. и др., 2016). Це-

¹ 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.

левое функционирование распределённых систем основано на внутри- и межсистемных взаимодействиях, реализуемых с использованием требуемых объёмов динамической информации о составах, взаиморасположении и пространственном местоположении, состояниях и динамике поведения объектов в среде их обитания. Для передачи такого рода информации используют энергетические носители – процессы, допускающие модуляцию их параметров передаваемыми сообщениями. Оценки объёмов информации, переносимой энергетическими процессами, в классической теории К. Шеннона (Шеннон К., 1963) производятся на основе т.н. дифференциальной энтропии процессов, вычисляемой с использованием плохо совместимых априорных ограничений и предположений, делающих такие оценки неоднозначными. Поэтому анализ и рационализация информационных мер знаний о процессах, поиск и оптимизация сигналов-переносчиков информации, в рассматриваемом ниже варианте становятся актуальной научной задачей.

1. Анализ классических информационных мер знаний о процессах

Все многообразие процессов $s(t)$ по типу описывающих их функций разделяют на три группы: детерминированные, случайные и псевдослучайные (шумоподобные). Процессы каждой из названных групп, в свою очередь, могут подразделяться на непрерывные и дискретные, простые и сложные. Процессы на входах и выходах систем принято называть сигналами-переносчиками $s(t)$ информации $I_s(t)$ и представлять в т.н. математической форме:

$$s(t) = \text{Re}\{A(t-t_0)e^{-j[\omega_0(t-t_0)+\varphi_0+\theta(t)]}\},$$

$$\theta(t) = \int_{t_0}^t \omega(t')dt',$$

$$S(t) = A(t)e^{-j\theta(t)},$$

$$\omega_0 = 2\pi\nu_0, \quad t_0 \leq t \leq T+t_0,$$

где t_0 , T , ω_0 , φ_0 – начало отсчёта, длительность, несущая частота и начальная фаза; $A(t)$, $S(t)$, $\theta(t)$ – амплитуда, комплексная огибающая и обобщённая фаза сигнала.

Среди традиционно применяемых информационных мер неопределённости $h_s(t, s(t), I_s)$ процессов/сигналов $s(t, I_s)$ длительностью T и максимальной частотой F_T в их спектре наибольшее распространение (Шеннон К., 1963) получила мера дифференциальной энтропии К. Шеннона

$$h_p(t, x, y) = -2F_T T \iint_{\infty} p(x, y) \log_a p(x, y) dx dy,$$

где $\xi_p(\dots) = -p(\dots) \log_a p(\dots)$ – функция К. Шеннона; $p(x, y)$ – плотность вероятности распределения x, y -параметров сигнала $s(t, I_s) \rightarrow s(t, h_p(x, y))$ – носите-

ля информации $I_s(t, x, y) \rightarrow h_p(t, x, y)$; $2F_T T$ – котельниковское число степеней свободы сигнала $s(t, h_s(x, y))$.

Хорошо известно, что частота F_T для процессов с конечной длительностью ($T = \text{const}$) теоретически бесконечно велика, что лишает практического смысла вычисление $h_p(t, x, y)$, а априорная подмена F_T некоторой конечной величиной порочит объективность вычислений $h_p(\dots)$. Кроме того, нетрудно заметить, что простое $2F_T T$ -кратное суммирование $\xi_p(\dots)$ в составе $h_p(t, x, y)$ свидетельствует:

- об отказе от поиска синергетических свойств (эмерджентности) $h_p(t, x, y)$ для всего континуума значений $s(t, x, y)$;
- об априори принимаемом результате вычисления $h_p(t, x, y)$;
- о том, что результат вычисления $h_p(t, x, y)$ может быть отрицательным.

Пример визуализации функции Шеннона $\xi_p(x, y)$ для континуумов (x, y) , например с нормальной плотностью вероятностей

$$p(x, y, r, \sigma, \delta) = \frac{1}{2\pi\sigma\delta\sqrt{1-r^2}} e^{-\frac{-1}{2(1-r^2)}\left(\frac{x^2}{\sigma^2} + \frac{y^2}{\delta^2} - \frac{2rxy}{\sigma\delta}\right)}$$

при $\sigma=0,2$; $\delta=0,2$; $r=0,2$; $m_x=0$ и $m_y=0$ имеет вид, показанный на рисунке 1.

Обнаруженный отрицательный результат вычисления энтропии отдельных выборок $h_p(t, x, y) = -0,401$ нит категорически не вписывающийся в аксиоматику классической математической теории информации К. Шеннона. Исключение таких результатов требует особой практической корректности представления $s(t, x, y)$ и выбора единиц измерения параметров $p(x, y)$ и/или поиска альтернативного метода определения адекватной рациональной меры информационной неопределённости процессов $s(t, h_p(x, y))$.

2. Рационализация информационных мер знаний о процессах

В основу поиска рациональных информационных мер знаний о процессах положим:

- утверждение академика А.Н. Колмогорова: «теория информации должна предшествовать теории вероятности, а не опираться на неё»;
- мнение основателя синергетики Г. Хакена: теорию информации, «перегруженную огромным количеством деталей, затемняющим существо дела, необходимо сжать, превратив в небольшое число законов, концепций или идей»;
- методологический подход Ф. Вудворда к определению меры неопределённости знаний об информационных процессах $s(t, x, y) \rightarrow s(t, \tau, \nu)$ на основе анализа свойств их корреляционных функций $\Psi(\tau, \nu)$.

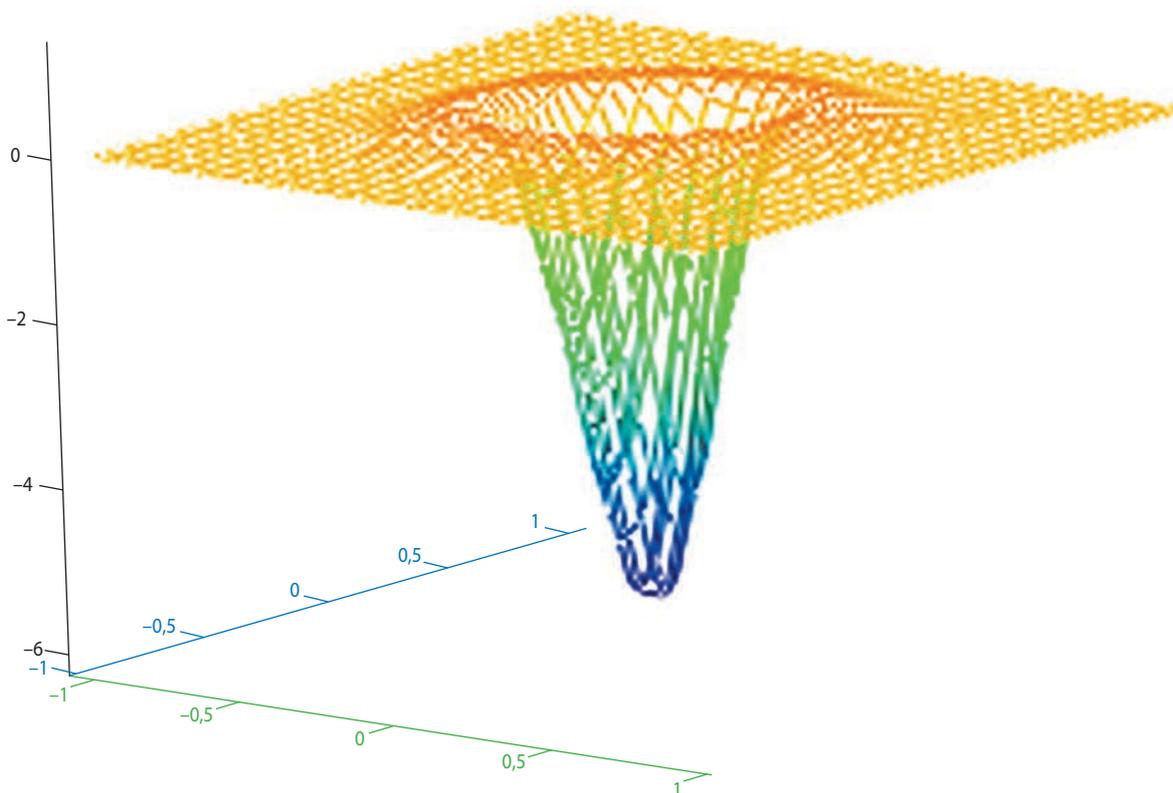


рисунок 1. Функция Шеннона $\xi_p(x, y)$ с $h_p(\dots) = -0,401$ нит

Автор исследования, известного как «Теория вероятности и теория информации с применением в радиолокации» (Вудворд Ф.М., 1953), обнаружил, что фундаментальные свойства радиолокационных сигналов $s(t, \tau, \nu)$ выявляются апостериорно путем анализа их двумерной (по запаздыванию τ и смещению частоты $\nu = \Omega/2\pi$) нормированной корреляционной функции

$$\Psi(\tau, \Omega) = \frac{1}{\Psi(0,0)} \int_{-\infty}^{+\infty} S(t) S^*(t - \tau) e^{-j\Omega t} dt.$$

Зная $\Psi(\tau, \nu = \Omega/2\pi)$ можно определить важнейшее для приложений в радиолокации свойство сигналов $s(t, \tau, \nu)$ – коэффициент корреляции погрешности оценивания значений τ и ν :

$$\rho_{\tau\nu}^2 = \frac{1}{2\pi T_{эф} F_{эф}} \operatorname{Re} \left\{ \frac{\partial^2}{\partial \nu \partial \tau} \Psi(\nu, \tau) \Big|_{\nu=0, \tau=0} \right\},$$

определяющий дисперсии оценок τ и ν

$$\sigma_{\tau}^2 \geq \frac{1}{(2\pi F_{эф})^2} \frac{1}{2q^2(1 - \rho_{\tau\nu}^2)},$$

$$\sigma_{\nu}^2 \geq \frac{1}{(2\pi T_{эф})^2} \frac{1}{2q^2(1 - \rho_{\tau\nu}^2)},$$

$$0 \leq \rho_{\tau\nu}^2 \leq 1,$$

где $T_{эф}$, $F_{эф}$ и q^2 – эффективные значения длительности сигнала, полосы частот его спектра и отношение сигнал/шум в канале.

В киберинформатике квадрат модуля $|\Psi(\tau, \nu)|^2$ называют классической функцией неопределённости (КФН), объём тела под поверхностью которой для всех видов сигналов $s(t, \dots)$ постоянен:

$$\iint_{-\infty}^{\infty} |\Psi(\tau, \nu)|^2 d\tau d\nu = 1.$$

Это свойство Ф. Вудворд назвал *принципом неопределённости в радиолокации* или *законом сохранения неопределённости в радиолокации*. В (Глазов Б.И., 2010) впервые было отмечено, что принцип неопределённости в радиолокации с $|\Psi(\tau, \nu)|^2$ по форме математического представления совпадает с представлением фундаментального свойства плотности вероятности $p(x, y)$ значений непрерывных случайных величин x и y :

$$\iint_{-\infty}^{\infty} |\Psi(\tau, \nu)|^2 d\tau d\nu = 1 \approx \iint_{-\infty}^{\infty} p(x, y) dx dy = 1.$$

С учётом замеченной аналогии видится логичным представление рациональной формы энтропии сигнала $s(t, x, y) \rightarrow s(t, \tau, \nu) \rightarrow s(t, h_{\Psi}(t_0), I_s(t > t_0))$ функцией

$$h_{\Psi}(s(t, \tau, \Omega)) = - \iint_{\Omega \tau} |\Psi(\tau, \Omega)|^2 \log_2 |\Psi(\tau, \Omega)|^2 d\tau d\Omega \text{ бит},$$

образованной заменой размерной $p(x, y) \rightarrow |\Psi(\tau, \nu)|^2$ в функции $\xi_p(x, y)$ на безразмерную КФН $|\Psi(\tau, \nu)|^2$ и с удалением множителя $(2F_{эф}T)$ в формуле $h_p(t, x, y)$ для дифференциальной энтропии К. Шеннона.

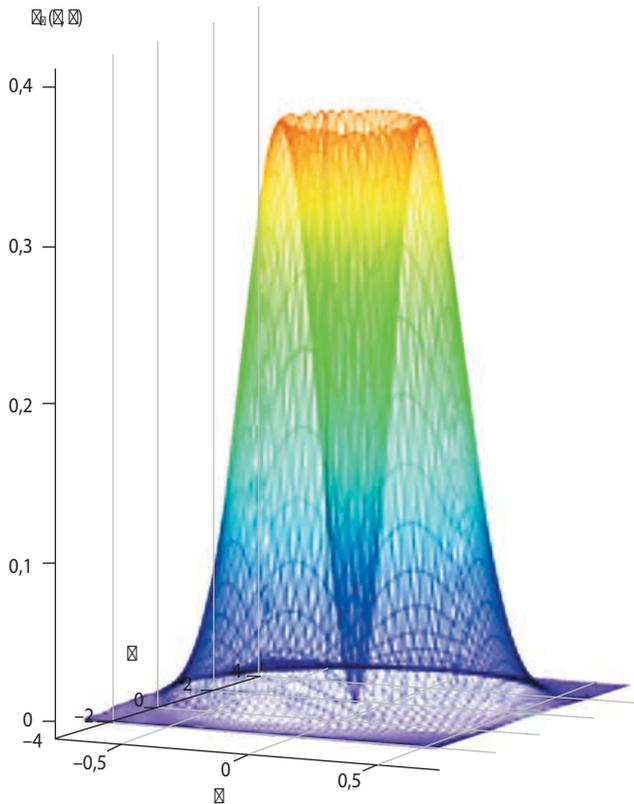


рисунок 2. Энтропийная функция неопределённости $\xi_\Psi(\tau, \nu)$ с $h_\Psi(\dots)=1$ нит

Функцию $h_\Psi(s(t, \tau, \Omega))$ в дальнейшем будем (Глазов Б.И., 2010) называть *интегральной энтропией сигнала* $s(t, h_s(t_0), I_s(t > t_0))$ – в отличие от дифференциальной энтропии $h_p(t, x, y)$, зависящей от функции К. Шеннона $\xi_p(\dots)$ и дифференциального распределения случайных величин $p(x \sim \tau, y \sim \nu)$, а функцию $\xi_\Psi(\tau, \nu) = (-|\Psi(\tau, \nu)|^2 \log_a |\Psi(\tau, \nu)|^2)$ под знаком интегралов – энтропийной функцией неопределённости (ЭФН) сигналов, численно определяемой в двоичных (бит) или натуральных (нит) единицах измерения:

$$0 \leq (\xi_\Psi(\tau, \nu, a=2)) \leq 1/\ln 2 \text{ бит,}$$

$$0 \leq (\xi_\Psi(\tau, \nu, a=e)) \leq 1/e \text{ нит.}$$

Представление об общих свойствах ЭФН можно получить из анализа графиков $\xi_\Psi(\tau, \nu)$ для идеального гауссова процесса $s(t)$ с гауссовой огибающей $S(t)$, построенных О.И. Ворониным (Воронин О.И., 2014) с математически строгим доказательством: интегральная энтропия такого процесса $h_\Psi(\tau, \nu) = 1$ нит, что и послужило основанием избрать *нит* информационной единицей измерения для всех возможных представлений $\xi_\Psi(\tau, \nu)$ и $h_\Psi(\tau, \nu)$.

При этом обнаружилось, что поверхность ЭФН $\xi_\Psi(\tau, \nu)$ имеет (рисунок 2) уникальный «провал» (горловину, жерло, ...), что дало повод О.И. Воронину (кандидатская диссертация О.И. Воронина 06.2015 г.) назвать в шутку визуализацию функции $\xi_\Psi(\tau, \nu)$ «рю-

мочной ЭФН» по аналогии с «кнопочной КФН» как формой идеальной КФН. Глубина «провала» равна высоте $\xi_\Psi(\tau, \nu) \leq 1/e$, а её нижняя, «донная» точка $\xi_\Psi(0,0)=0$. Крышка «провала» имеет эллиптическую форму с размерами, соответствующими границам различения сигналов в классической радиолокации, а его пространственная форма должна учитываться в теории обнаружения и оптимального приёма сигналов $s(t, h_s(t_0), I_s(t > t_0))$.

Предложенная рационализация меры информационной неопределённости знаний о сигналах с инновационным введением понятия ЭФН обеспечивает возможность адекватных информационных оценок ситуаций не только в радиолокационной теории пространственного поиска, обнаружения (вхождения в связь с объектами) и оптимального приёма сигналов $s(t, h_\Psi(s(t, \tau, \Omega)))$: основу ЭФН составляет комплексная огибающая $S(t)$ любого процесса – переносчика динамической информации, являющаяся по существу математической моделью сообщения, модулирующего сигнал-переносчик информации. Поэтому ЭФН должна рассматриваться как универсальная информационная мера процессов (Глазов Б.И., 2010) в любом приложении и дополнять общую аксиоматику рациональных информационных мер, применяемых в системной киберинформатике.

3. Функции неопределённости типовых процессов/сигналов

Доступность и наглядность предлагаемых информационных мер для практического применения покажем на примерах решения задач анализа и оптимизации простых и сложных процессов/сигналов, типичных (Вудворд Ф.М., 1953) для решения задач в воздушно-космической киберинформатике.

4. Энтропийные функции неопределённости простых сигналов

Можно показать (Вудворд Ф.М., 1953), что простой радиолокационный сигнал $s_1(t, \tau, \nu)$ с единичной энергией и прямоугольной комплексной огибающей $S_1(t)$ длительностью T в виде

$$S_1(t) = (1/T)^{1/2}, |t| \leq T/2; S_1(t) = 0, |t| > T/2$$

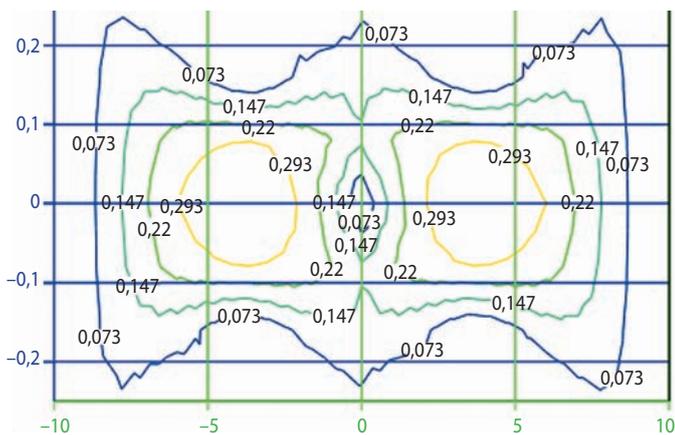
имеет КФН

$$|\Psi_1(\tau, \nu)|^2 = \left[\frac{\sin[(b\tau - \pi\nu)(T - |\tau|)]}{(b\tau - \pi\nu)T} \right]^2$$

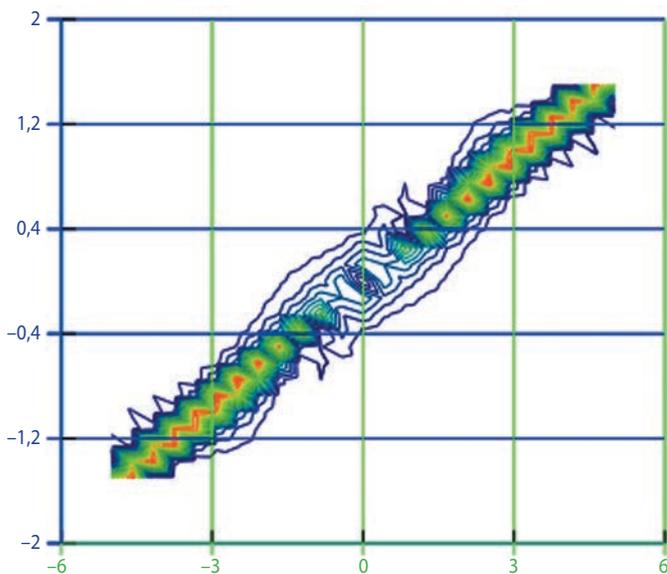
и ЭФН

$$\xi_\Psi(\tau, \nu) = -|\Psi_1(\tau, \nu)|^2 \ln |\Psi_1(\tau, \nu)|^2 \text{ нит.}$$

Если для визуализации такой ЭФН средствами Mathcad принять (Воронин О.И., 2014), например, что $T=10$, то оцифрованный график её аппликативных сечений приобретёт вид, показанный на рисунке 3а.



а



б

а – ЭФН $S_1(t)$ с $h_\psi(\tau, \nu)=1,846$, $\rho_{\tau\nu}=0$;
б – ЭФН $S_2(t)$, $b=1$ с $h_\psi(\tau, \nu)=2,093$, $\rho_{\tau\nu}\sim 1$.

рисунок 3. Аппликативные сечения ЭФН комплексных огибающих $S(t)$

Показано, что интегральная энтропия анализируемой $S_1(t)$, $h_\psi(\tau, \nu)=1,846$, коэффициент $\rho_{\tau\nu}=0$, а наличие, форму и крутизну провала («рюмки») ЭФН можно представить численными значениями ЭФН в центральной части её аппликационных сечений.

5. Энтропийные функции неопределенности сложных сигналов с ЛЧМ

Сигнал $s(t, \tau, \nu)$ с единичной энергией, длительностью T , линейной частотной модуляцией (ЛЧМ) и прямоугольной комплексной огибающей $S_2(t)$, представляемый (Будворд Ф.М., 1953) в виде

$$S_2(t)=(1/T)^{1/2}\exp[jbt^2], |t|<T/2; S_2(t)=0, |t|>T/2$$

имеет КФН

$$|\Psi_2(\tau, \nu)|^2 = \left[\frac{\sin[(b\tau - \pi\nu)(T - |\tau|)]}{(b\tau - \pi\nu)T} \right]^2.$$

ЭФН для такого сигнала представляют формулой

$$\xi_\psi(\tau, \nu) = -|\Psi_2(\tau, \nu)|^2 \ln |\Psi_2(\tau, \nu)|^2 \text{ нит.}$$

Визуализация ЭФН при $T=10$ и $b=1$ имеет вид наклонных аппликативных сечений ЭФН с коэффициентом $\rho_{\tau\nu}\approx 1$ (рисунок 3б) и интегральную энтропию $h_\psi(\tau, \nu)=2,093$. Увеличение $h_\psi(\tau, \nu)$ сигнала с $S_2(t)$ по сравнению с интегральной энтропией $S_1(t)$ нужно понимать как меру усложнения $S_2(t)$ линейной частотной модуляцией.

6. Анализ и оптимизация функций неопределенности сигналов с ДЧМ

Сложные сигналы с дискретной частотной модуляцией (ДЧМ) привлекают внимание разработчиков широким диапазоном свойств и потенциальных возможностей, реализуемых в их оптимальных формах. Комплексную огибающую $S_3(t)$ сигнала с ДЧМ представляют (Глазов Б.И., 1972; Глазов Б.И., 2010) в виде:

$$S_3(t)=a_0 \sum [1(t-t_{i-1})-1(t-t_i)] \exp j[\Delta\omega N_i(t-t_{i-1})],$$

$$N_i \in [1, L], N_i \neq N_k, i \neq k,$$

$$\text{Re } S_3(t) = a_0 \sum_i [1(t-t_{i-1})-1(t-t_i)] \cos[\omega_0 t + \varphi_0 + N_i \Delta\omega(t-t_{i-1})],$$

где a_0 , ω_0 , φ_0 , L – амплитуда, несущая частота, начальная фаза и число элементов на периоде $T=L\tau_0$ сигнала; $\tau_0=2\pi/\Delta\omega$, $\Delta\omega$, $N_i\Delta\omega$, $t_i=i\tau_0$, – шаги квантования сигнала по времени и частоте, уровни квантования и моменты переключения частот.

Приняв для $\text{Re } S_3(t)$ следующие численные данные:

$$a_0=1; \tau_0=0,1 \text{ с}; L=7; \{N_i\}=(1, 7, 3, 5, 6, 4, 2),$$

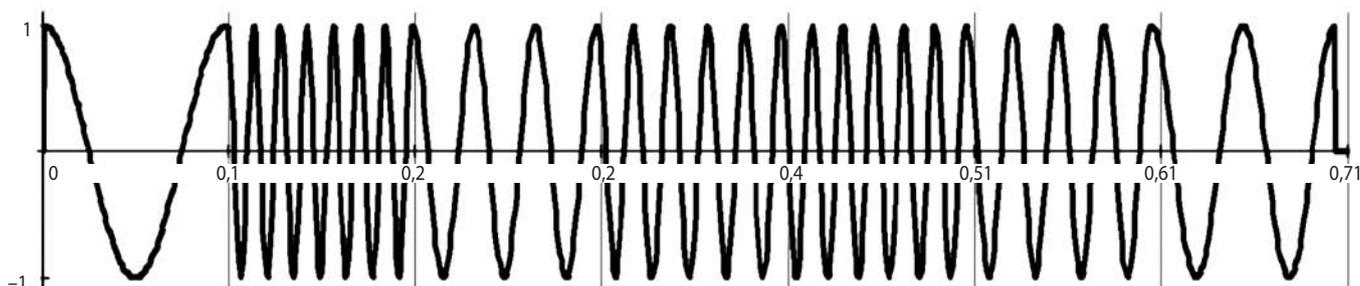
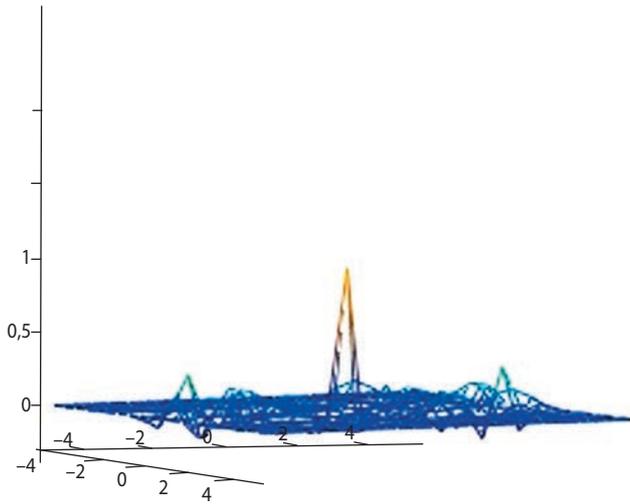
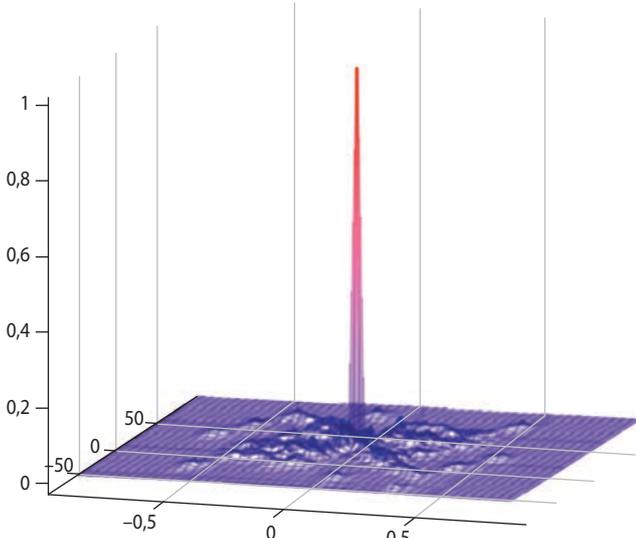


рисунок 4. Структура $\text{Re } S_3(t)$ с ДЧМ при $L=7$ и $\{N_i\}=(1, 7, 3, 5, 6, 4, 2)$



а



б

а – $\Psi(\tau, \nu)$;
б – КФН $|\Psi(\tau, \nu)|^2$.

рисунок 5. КФН сигнала $S_3(t)$ с ДЧМ и псевдоцётной $\{N_i\}=(1, 7, 3, 5, 6, 4, 2)$

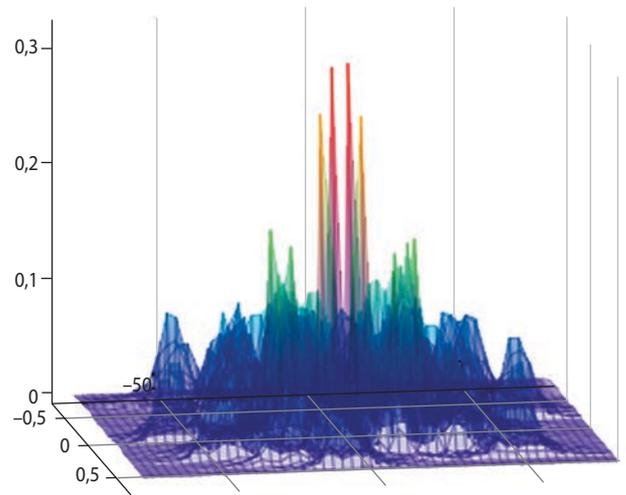
графически представим один период $\text{Re } S_3(t)$ в виде рисунка 4.

Обратим внимание, что изменения частоты сигнала не сопровождаются изменениями его текущей фазы.

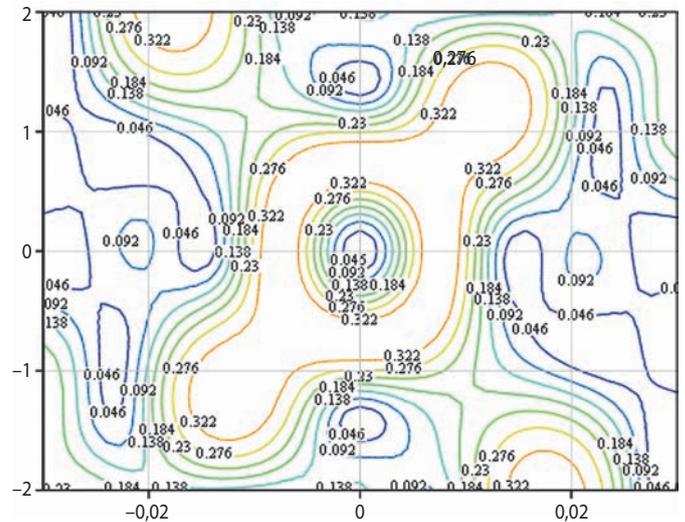
7. Корреляционные функции сигналов с ДЧМ

Двухмерную корреляционную функцию $\Psi(\tau, \nu)$ комплексной огибающей $S_3(t)$ для рисунка 4 математически представляют в виде

$$\Psi_3(\tau, \nu) = \left[\int_0^{7\tau_0} (s(t,0) [\text{Re}(s(t,\tau)) - j \text{Im}(s(t,\tau))] \exp(j 2\pi \nu t) dt) \right] = |\Psi_3(\tau, \nu)| \exp(j\gamma(\tau, \nu)),$$



а



б

а – ЭФН с $h_\psi(\tau, \nu)=4,16$;
б – аппликативные сечения ЭФН, $\rho_{\tau\nu}=0$.

рисунок 6. ЭФН сигнала $S_3(t)$ с ДЧМ и псевдоцётной $\{N_i\}=(1, 7, 3, 5, 6, 4, 2)$

где $|\Psi_3(\tau, \nu)|$ и $\gamma(\tau, \nu)$ – модуль и аргумент комплексной $\Psi_3(\tau, \nu)$.

Очевидно, что корреляционные КФН и ЭФН сигналов $S_3(t)$ с ДЧМ приобретают форму, зависящую от модулирующей последовательности $\{N_i\}$. Например, аппликативные сечения КФН сигналов с ДЧМ, образованных «линейными» $\{N_i\}=(7, 6, 5, 4, 3, 2, 1)$ или $\{N_i\}=(1, 2, 3, 4, 5, 6, 7)$, несимметричны относительно координатных τ, ν -осей и по форме представления аналогичны КФН сигналов с ЛЧМ (см. рисунок 3б), а коэффициент $\rho_{\tau\nu}$ корреляционной зависимости погрешностей оценивания τ и ν на их основе отличен от нуля. Нецелесообразность использования таких модулирующих последовательностей в энергетически скрытной радиолокации обуславливает необходимость поиска рациональных $\{N_i\}$ для сигналов $S_3(t)$ с ДЧМ.

8. Оптимизация функций неопределённости сигналов с ДЧМ

Как показано в (Глазов Б.И., 1972), для ликвидации корреляционной зависимости ($\rho_{\tau\nu} \rightarrow 0$) между погрешностями совместных τ , ν -оценок необходимо и достаточно так изменить порядок перебора $\{N_m\}$ частот в сигнале $S_3(t)$, чтобы модулирующая последовательность $\{N_i\}$ удовлетворяла критерию оптимальности $\rho_{\tau\nu}=0$. Решение такой оптимизационной задачи позволило определить следующее необходимое критериальное требование к свойствам $\{N_i\}$:

$$\sum_{m=1}^L m N_m = 0,25 L(1+L)^2.$$

Анализ критериальных условий ($\rho_{\tau\nu}=0$) оптимальности последовательностей $\{N_i\}$ позволил выявить из их общего числа, равного $L!$, например, только 184 оптимальных при $7! = 5040$ и 173000 оптимальных среди всех 15-ти элементных $\{N_i\}$. Последовательности $\{N_i\}$, соответствующие критерию оптимальности $\rho_{\tau\nu}=0$ в (Глазов Б.И., 1972), были названы псевдочётными (ПЧ), т.к., не являясь чётными функциями, они обеспечивали оптимальную форму $|\Psi(\tau, \nu)|^2$, характерную для чётных модулирующих функций. Например, одной из 184 оптимальных семиэлементных псевдочётных последовательностей оказалась $\{N_i\}=(1, 7, 3, 5, 6, 4, 2)$, образовавшая псевдочётный сигнал $S_3(t)$ с $\Psi(\tau, \nu)$ и КФН, приведенных на рисунках 5а, 5б соответственно. Из сравнения ЭФН с разными ПЧ $S_3(t)$ следует, что оптимизация $\{N_i\}$ в сигналах с ДЧМ обеспечивает относительную равномерность распределения «остатков» корреляционных функций над t , ν -плоскостью, оптимизируя её главные центральные значения.

ЭФН (рисунки 6а, 6б) такого $S_3(t)$ и её оцифрованные аппликативные сечения дают представление о форме и окрестностях «провала» в центре графика с $\rho_{\tau\nu}=0$, характерных для ЭФН рациональных сигналов с ДЧМ.

Применение дополнительных критериев оптимальности, например на основе пожеланий Ф. Вудворда, к «пьедесталу» идеальной КФН образует содержание других оптимизационных задач.

заключение

Представленный выше подход к рационализации информационной ёмкости/энтропии процессов и оптимизации свойств радиолокационных сигналов потенциально расширяет возможности исследования и обеспечения условий управляемости/наблюдаемости распределённых объектов (Клюшников В.Ю., Скобелев П.О., 2015; Занин К.А., 2015; Евграфов А.Е., Поль В.Г., 2015) в составе сложных информационно-кибернетических систем воздушно-космического базирования. Можно ожидать, что и синтез оптимальных приёмников сигналов с ПЧ $\{N_i\}$ с учётом свойств их энтропийных функций неопределённости обнаружит новые возможности радиолокации в приложениях к воздушно-космической киберинформатике.

список литературы

Воронин О.И. Интегральная энтропия некоторых сигналов // Сб. трудов 3-го Международного научно-го симпозиума «Специальная связь и безопасность информации: технологии, управление, экономика». Россия, пос. Терскол, Кабардино-Балкарской Республики. 2014. С. 31-38.

Вудворд Ф.М. Теория вероятности и теория информации с применением в радиолокации. М.: Советское радио, 1953. 278 с.

Глазов Б.И. Теоретические основы АСУ. Рабочий учебник для аспирантов в 4-х книгах. М.: Современная гуманитарная академия, 2010. 414 с.

Глазов Б.И. Теория информации и ее приложения: учеб. пособие. М.: Военная академия имени Петра Великого, 2008. 244 с.

Глазов Б.И. Числовые последовательности для формирования многочастотных сигналов // Радиотехника. 1972. № 3. С. 49-52.

Евграфов А.Е., Поль В.Г. Геометрия космического радиолокационного зондирования Земли по технологии синтезированной апертуры и координатная привязка полученных изображений // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2015. № 2. С. 19-25.

Занин К.А. Разработка модели информационного тракта космического радиолокатора синтезированной апертуры // 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. 336-340.

Занин К.А., Митькин А.С., Москатиньев И.В. Методические основы моделирования информационного тракта космического радиолокатора синтезированной апертуры // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 2. С. 61-68.

Клюшников В.Ю., Скобелев П.О. Мультиагентное управление распределённым космическим аппаратом // 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. 346-350.

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

Хартон В.В., Ефанов В.В., Занин К.А. Основы проектирования орбитальных оптико-электронных комплексов: учеб. пособие. М.: Изд-во МАИ, 2011. 127 с.

Шеннон К. Математическая теория связи // Работы по теории информации и кибернетике: пер. с англ. / Предисл. А.Н. Колмогорова. М.: Иностранная литература, 1963. 830 с.

Статья поступила в редакцию 30.06.2016 г.

ОЦЕНКА УСЛОВИЙ ВОЗНИКНОВЕНИЯ НЕОБРАТИМЫХ ПОСЛЕДСТВИЙ ВОЗДЕЙСТВИЯ ИМПУЛЬСНОГО ЛАЗЕРНОГО ИЗЛУЧЕНИЯ СРЕДНЕГО ИНФРАКРАСНОГО ДИАПАЗОНА НА INSB-МАТРИЧНЫЙ ФОТОПРИЁМНИК

EVALUATION OF OCCURRENCE CONDITIONS OF IRREVERSIBLE EFFECTS OF INTERACTION OF MID INFRARED PULSE LASER RADIATION ON INSB MATRIX PHOTODETECTOR



М.В. Сахаров¹,
доцент, доктор
технических наук,
m_sakharov@mail.ru;
M.V. Sakharov



В.Г. Средин¹,
профессор,
доктор физико-
математических наук,
m_sakharov@mail.ru;
V.G. Sredin



В.Ф. Чишко²,
доктор физико-
математических наук,
m_sakharov@mail.ru;
V.F. Chishko



А.А. Автин¹,
адъюнкт,
avtintolik@mail.ru;
A.A. Avtin

Статья посвящена исследованию пороговых режимов взаимодействия лазерного излучения (ЛИ) среднего инфракрасного (ИК) диапазона с InSb-матричным фотоприёмником (МФП). Приведены результаты теоретических и экспериментальных исследований воздействия импульсного ЛИ на монокристалл InSb, а также на InSb МФП. Показано, что деградация поверхности InSb МФП может наступать при воздействии на него ЛИ с плотностью энергии ниже порогового значения, вызывающего плавление индий-антимонида индия.

Ключевые слова:
матричные фотоприёмники;
антимонид индия;
лазерное излучение;
тепловая модель.

The present article considers the threshold modes of interaction of mid infrared laser radiation with InSb matrix photodetector. Theoretical and experimental researches of interaction of mid infrared laser radiation with InSb matrix photodetector are given. It is shown, that surface degradation of InSb matrix photodetector can occur under the influence of laser radiation of lower than critical modes due to melting of indium antimonide.

Keywords:
matrix photodetectors;
indium antimonide;
laser radiation;
thermal model.

¹ 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.

² ОАО «Швабе-Фотосистемы», Россия, г. Москва.

Joint Stock Company «Shvabe-photosystems», Russia, Moscow.

введение

В настоящее время отмечается довольно интенсивное использование лазерных технологий при решении задач освоения околоземного пространства. Так, к примеру, лазеры используются в системах дистанционного зондирования Земли и мониторинга околоземного космического пространства, создана сеть специальных лазерных станций, входящих в международную систему International Laser Ranging Service (ILRS) по контролю орбит околоземных космических аппаратов (Асанов С.В. и др., 2014). Активно рассматриваются перспективные космические системы наблюдения (Клименко Н.Н., Назаров А.Е., 2015).

Мощность лазеров, используемых в данных системах, находится в диапазоне от единиц ватт до нескольких киловатт. Применение для указанных целей мощных лазеров в ряде случаев может приводить к попаданию в поле их излучения космических аппаратов, осуществляющих мониторинг поверхности Земли и оснащенных оптико-электронной аппаратурой. Опасность таких ситуаций заключается в том, что ЛИ, падающее на входную апертуру оптико-электронной системы (ОЭС), фокусируется в плоскости МФП, наиболее уязвимого к такому воздействию. Результатом подобного воздействия может явиться помеха (интенсивная засветка всей МФП или ее части), нарушающая получаемое изображение, а в более критических случаях, при высокой плотности мощности ЛИ, – обратимое или необратимое нарушение чувствительности МФП, снижающее эффективность использования ОЭС (Сахаров М.В., Астраускас Й.И., 2014).

Вопросам влияния ЛИ на функционирование МФП различных типов и диапазонов посвящен ряд работ, в которых приводятся в основном результаты экспериментальных исследований, позволяющие определить пороговые значения параметров ЛИ и выявить отдельные закономерности реакции МФП на воздействие. Актуальность данных исследований обусловлена широким применением InSb МФП в ОЭС космических аппаратов, используемых для мониторинга поверхности Земли, в частности для обнаружения и локализации пожаров в среднем инфракрасном диапазоне спектра. Следует также заметить, что натурные испытания МФП на оптическую стойкость характеризуются существенными затратами в связи с высокой стоимостью образцов МФП. Создание адекватной имитационной модели позволит значительно снизить данные затраты.

Настоящая работа посвящена имитационному моделированию воздействия интенсивного ЛИ на InSb МФП, вызывающего термические эффекты в его структуре, с целью прогнозирования последствий такого воздействия.

1. Модель воздействия лазерного излучения на InSb-матричный фотоприёмник

Математическому моделированию взаимодействия ЛИ с полупроводниковыми фоточувствительными материалами посвящен ряд работ, основывающихся, как правило, на решении различного вида уравнений теплопроводности (Средин В.Г., Сахаров М.В., 2011; Суханов Я.А., Сахаров М.В., Дяченко И.В. и др., 2004). Известные модели описывают возникновение и эволюцию температурного поля на облучаемой поверхности и в объеме материала, что позволяет судить о протекающих в нем физических процессах и изменениях оптических, теплофизических, электрофизических и других характеристик.

Разработанная тепловая модель, представленная в настоящей статье, позволяет на основе анализа нестационарной пространственной структуры температурного поля прогнозировать последствия воздействия ЛИ на чувствительный элемент (ЧЭ) гибридного InSb МФП.

В модели учтены параметры воздействующего излучения, топология МФП, наличие кремниевой подложки (рисунок 1), а также температурные зависимости теплофизических и оптических характеристик материалов МФП.

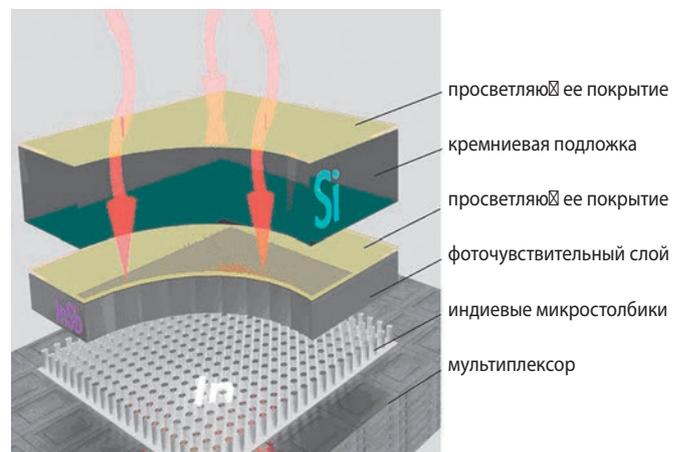


рисунок 1. Структура InSb-матричного фотоприёмника

В модели введены следующие ограничения и допущения:

- вещество мишени (МФП) изотропное в пределах каждого слоя, т.е. его свойства не зависят от направления;
- пучок ЛИ, воздействующего на МФП, частично покрывает его площадь, падает нормально к поверхности, при этом распределение введенной в МФП энергии по профилю пучка известно, а распределение искомого температурного поля является функцией и продольной, и поперечных координат;

- длительность, временная форма импульса и длина волны ЛИ известны;
- до воздействия МФП нагрет равномерно, не нагружен механически;
- температура каждого слоя каждого ЧЭ МФП в поперечных направлениях постоянна;
- задняя стенка охлаждается и имеет постоянную температуру.

В условиях принятых допущений неоднородный, нестационарный нагрев МФП (возникновение поля температуры), распространение температуры во внутренние области МФП и в поперечном направлении (эволюция температурного поля) описываются уравнением теплопроводности:

$$\rho(z, T) \cdot C(z, T) \cdot \frac{\partial T(x, y, z, t)}{\partial t} = \lambda(z, T) \cdot \left(\frac{\partial^2 T(x, y, z, t)}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 T(x, y, z, t)}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 T(x, y, z, t)}{\partial z^2} \right) + Q(x, y, z, t), \quad (1)$$

где $\rho(z, T)$ – плотность материала в слое, находящемся на глубине z от поверхности МФП, при температуре T , г/см³;

$C(z, T)$ – удельная теплоёмкость материала в слое, находящемся на глубине z от поверхности МФП, при температуре T , Дж/г·К;

$\lambda(z, T)$ – теплопроводность материала в слое, находящемся на глубине z от поверхности МФП, при температуре T , Вт/см·К;

$T(x, y, z, t)$ – температура слоя ЧЭ с координатами (x, y) , находящегося на глубине z от поверхности МФП толщиной d , в момент времени t , К;

$Q(x, y, z, t)$ – объёмный тепловой источник, описывающий выделение тепла при поглощении ЛИ в слое ЧЭ с координатами (x, y) , находящегося на глубине z от поверхности МФП, Вт/см³:

$$Q(x, y, z, t) = (1 - R(T))q(x, y, t) \alpha(z, T) \cdot e^{-\int_0^z \alpha(z', T) dz'},$$

где $R(T)$ – коэффициент отражения ЛИ от поверхности МФП;

$\alpha(z, T)$ – коэффициент поглощения ЛИ в слое МФП, находящемся на глубине z , см⁻¹;

$q(x, y, t) = J_u(x, y) \cdot f(t)$ – пространственно-временная функция распределения плотности мощности ЛИ, подведенной к поверхности ЧЭ с координатами (x, y) , Вт/см²;

$J_u(x, y)$ – пространственное распределение плотности энергии, подведенной к поверхности ЧЭ МФП, Дж/см²;

$f(t)$ – функция распределения плотности энергии ЛИ во времени, с⁻¹.

Уравнение (1) дополняется начальными и граничными условиями:

$$T(x, y, z, t=0) = T_0, \quad T(x, y, z=d_z, t) = T_0,$$

$$\left. \frac{\partial T(x, y, z, t)}{\partial x} \right|_{x=0} = 0, \quad \left. \frac{\partial T(x, y, z, t)}{\partial y} \right|_{y=0} = 0,$$

$$\left. \frac{\partial T(x, y, z, t)}{\partial z} \right|_{z=0} = 0, \quad \left. \frac{\partial T(x, y, z, t)}{\partial x} \right|_{x=x_{\max}} = 0,$$

$$\left. \frac{\partial T(x, y, z, t)}{\partial y} \right|_{y=y_{\max}} = 0,$$

где x_{\max} и y_{\max} – линейные размеры МФП, на границах ЧЭ и их слоёв определяемые условием идеального теплового контакта:

$$\lambda_i \left. \frac{\partial T}{\partial x} \right|_i = \lambda_{i+1} \left. \frac{\partial T}{\partial x} \right|_{i+1}, \quad T_i = T_{i+1},$$

$$\lambda_j \left. \frac{\partial T}{\partial y} \right|_j = \lambda_{j+1} \left. \frac{\partial T}{\partial y} \right|_{j+1}, \quad T_j = T_{j+1},$$

$$\lambda_l \left. \frac{\partial T}{\partial z} \right|_l = \lambda_{l+1} \left. \frac{\partial T}{\partial z} \right|_{l+1}, \quad T_l = T_{l+1},$$

а на внешней стороне ЧЭ МФП определяемые соотношением

$$\lambda_1 \frac{\partial T}{\partial z} = \varepsilon \sigma T^4 - (1 - R(T))q_0(x, y),$$

где ε – коэффициент черноты; σ – постоянная Стефана – Больцмана.

При этом полагается, что на тыльной стороне ЧЭ МФП поддерживается постоянная температура $T_{\text{охл}} = T_0$.

Решение уравнения (1) проводилось численно методом конечных разностей. При этом температура l -го слоя (i, j) ЧЭ в следующий $k+1$ момент времени выражалась через его температуру, температуру соседних $l-1$ и $l+1$ слоёв и соседних $i-1, i+1, j-1, j+1$ чувствительных элементов и количество подведенной к нему энергии в текущий k момент времени:

$$T_{i,j,l}^{k+1} = T_{i,j,l}^k + \frac{\text{Cur}X_l^k}{2} (T_{i-1,j,l}^k - T_{i,j,l}^k) + \frac{\text{Cur}X_l^k}{2} (T_{i+1,j,l}^k - T_{i,j,l}^k) + \frac{\text{Cur}Y_l^k}{2} (T_{i,j,l-1}^k - T_{i,j,l}^k) + \frac{\text{Cur}Y_l^k}{2} (T_{i,j,l+1}^k - T_{i,j,l}^k) + \frac{\text{Cur}Z_l^k}{2} (T_{i,j,l-1}^k - T_{i,j,l}^k) + \frac{\text{Cur}Z_l^k}{2} (T_{i,j,l+1}^k - T_{i,j,l}^k) + \Psi_{i,j,l}^k \cdot \Delta t,$$

$$\text{где } \text{Cur}X_l^k = \frac{2 \cdot \Delta t \cdot \chi_l^k}{\Delta x^2}, \quad \text{Cur}Y_l^k = \frac{2 \cdot \Delta t \cdot \chi_l^k}{\Delta y^2}, \quad \text{Cur}Z_l^k = \frac{2 \cdot \Delta t \cdot \chi_l^k}{\Delta z^2} -$$

числа Куранта для соответствующих координат, очень важные для анализа устойчивости разностной

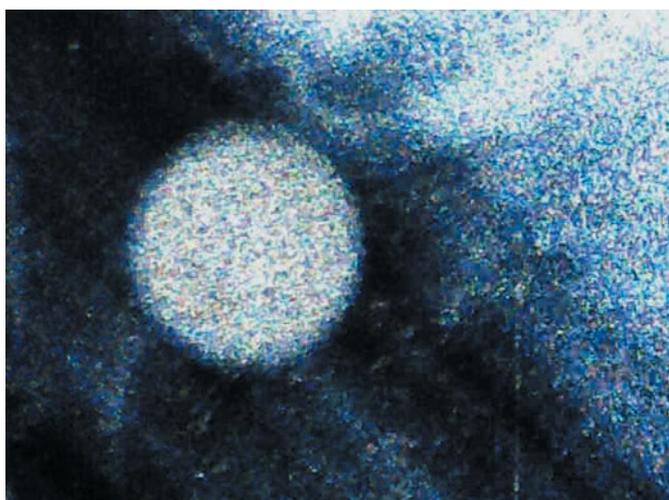
$$\text{схемы, } \Psi(x, y, z, t) = \frac{Q(x, y, z, t)}{\rho(z, T) \cdot C(z, T)}.$$

Критерий устойчивости расчетов по данной модели

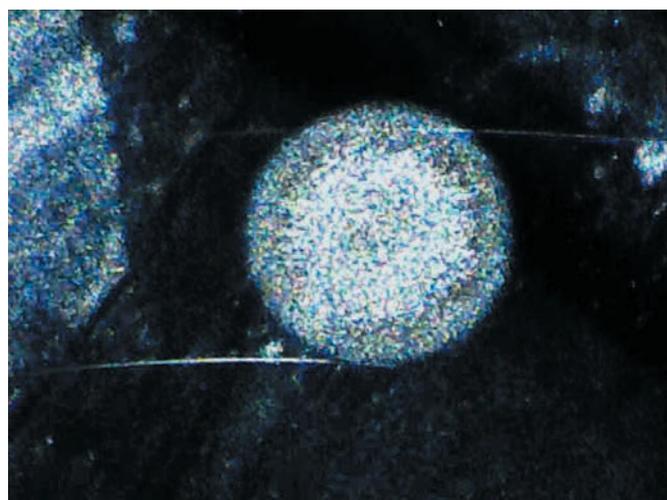
$$\max_{i,j,l,k} \{ \text{Cur}X_i^k, \text{Cur}X_j^k, \text{Cur}X_l^k \} < 1.$$

Аналитический вид температурных зависимостей теплофизических характеристик антимонида индия и кремния, используемых в разработанной тепловой модели, получен на основе регрессионной аппрок-

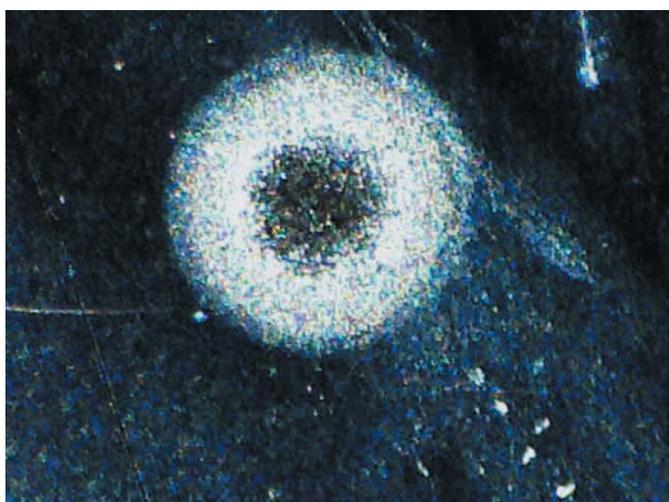
ОЦЕНКА УСЛОВИЙ ВОЗНИКНОВЕНИЯ НЕОБРАТИМЫХ ПОСЛЕДСТВИЙ ВОЗДЕЙСТВИЯ ИМПУЛЬСНОГО ЛАЗЕРНОГО ИЗЛУЧЕНИЯ СРЕДНЕГО ИНФРАКРАСНОГО ДИАПАЗОНА НА INSB-МАТРИЧНЫЙ ФОТОПРИЁМНИК



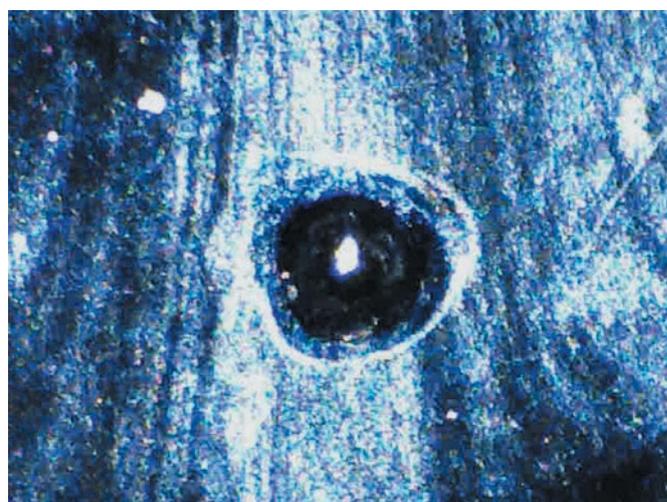
а



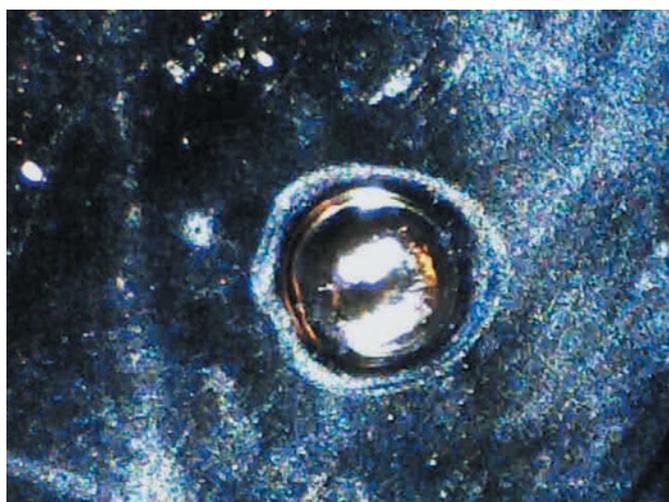
б



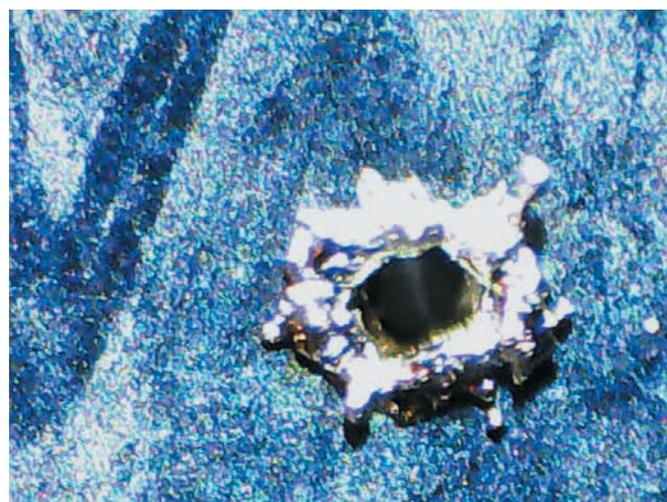
в



г



д



е

- а** – одним импульсом несфокусированного ЛИ;
б – пятью импульсами несфокусированного ЛИ;
в – десятью импульсами несфокусированного ЛИ;
г – одним импульсом сфокусированного ЛИ;
д – пятью импульсами сфокусированного ЛИ;
е – десятью импульсами сфокусированного ЛИ.

рисунок 2. Фотографии поверхности монокристалла InSb, полученные с помощью микроскопа, после импульсного облучения

симации справочных данных (Блистанов А.А., Бондаренко В.С., Чкалова В.В. и др., 1982; Стрельченко С.С., Лебедев В.В., 1984).

Калибровка модели проведена с использованием результатов экспериментальных исследований воздействия импульсного ЛИ с длиной волны 2,94 мкм и длительностью импульса 200 мкс на монокристалл InSb марки ИСЭ-1В ТУ-48-4-292-85 толщиной 400 мкм, а также на гибридное InSb-матричное фотоприемное устройство смотрящего типа формата 256×256 ЧЭ (таблица 1).

таблица 1 – Основные характеристики InSb МФП

характеристика	значение
размерность матрицы ЧЭ, пиксель	256×256
размер пикселя, мкм	30×30
шаг пикселей, мкм	35
толщина базы InSb, мкм	25
рабочая температура МФП, К	80
температура плавления InSb, К	798±0,3
коэффициент отражения просветляющего покрытия, %	5
толщина кремниевой подложки, мкм	400
температура плавления кремния, К	1685±2

МФП и мультиплексор изготавливались отдельно, а электрическая и механическая связь осуществлялась при помощи индиевых микростолбиков.

Фотографии поверхности монокристалла InSb марки ИСЭ-1ВТУ-48-4-292-85, полученные с помощью микроскопа, после несфокусированного импульсного воздействия ЛИ (диаметр пятна $D_1=10^{-3}$ м, плотность энергии $J_u=3$ Дж/см², длительность импульса $\tau_u=0,2$ мс, начальная температура образца $T_0=300$ К) и сфокусированного (диаметр пятна $D_2=0,5 \times 10^{-3}$ м, плотность энергии $J_u=12$ Дж/см², длительность импульса $\tau_u=0,2$ мс, начальная температура образца $T_0=300$ К) приведены на рисунке 2.

Изменение морфологии монокристалла InSb до и после воздействия импульсами несфокусированного ЛИ (рисунок 2а–в) выражено в появлении на поверхности шероховатого слоя в круговом контуре облучения. Наблюдаемая деструкция поверхности обусловлена, предположительно, декомпозицией исходного материала и образованием неравномерных дислокаций легкоплавкого индия после испарения сурьмы, которая является более летучим компонентом соединения InSb.

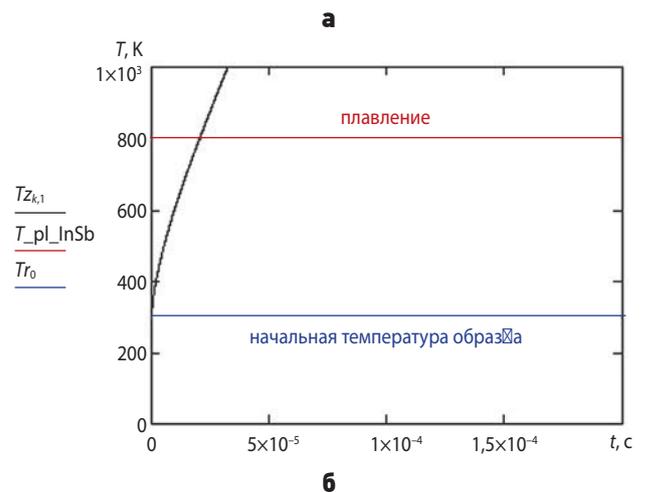
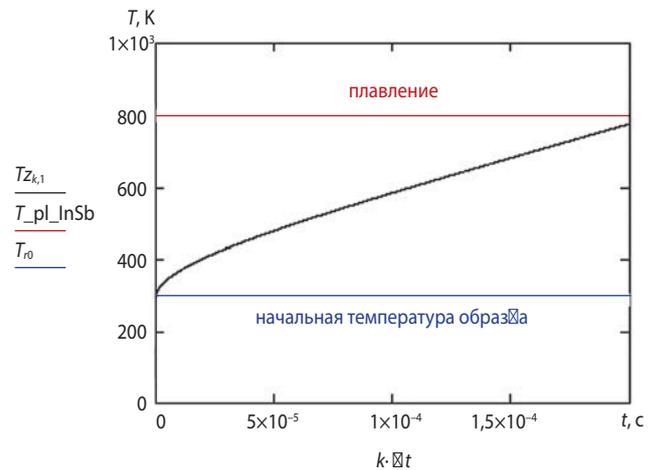
Сравнительная характеристика теплофизических параметров индия и сурьмы представлена в таблице 2 (Стрельченко С.С., Лебедев В.В., 1984). Подобные результаты экспериментальных исследований получены ранее другими авторами при воздействии на образец InSb импульсным излучением рубинового лазера (Гнатюк В.А., Городниченко Е.С., 2003).

таблица 2 – Сравнительная характеристика параметров индия и сурьмы

параметр	индий	сурьма
температура плавления, К	429,8	903,9
температура кипения, К	2297,0	1898,0
теплота плавления, Дж/моль	3265,1	20427,7
теплота сублимации, кДж/моль	235,5	206,0

Изменение морфологии монокристалла InSb до и после воздействия импульсами сфокусированного ЛИ (рисунок 2г–е) выражено в появлении на поверхности кратеров с гладким дном и характерными участками выброса расплавленного материала на краях. Наблюдаемая деструкция поверхности обусловлена нагревом приповерхностного слоя материала опытного образца до температуры, превышающей температуру плавления InSb.

Для автоматизации расчётов на основании тепловой модели разработано программное обеспечение на языке программирования высокого уровня C#. Графики зависимости температуры ЧЭ InSb МФП от времени воздействия импульса ЛИ, полученные по результатам расчётов, показаны на рисунках 3, 4.



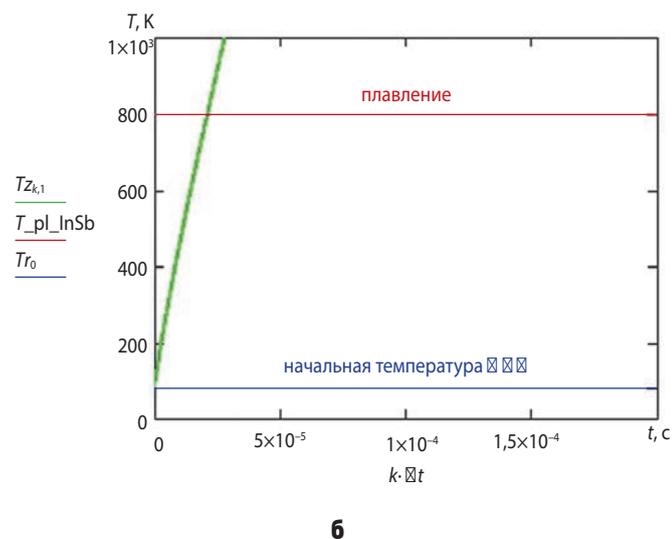
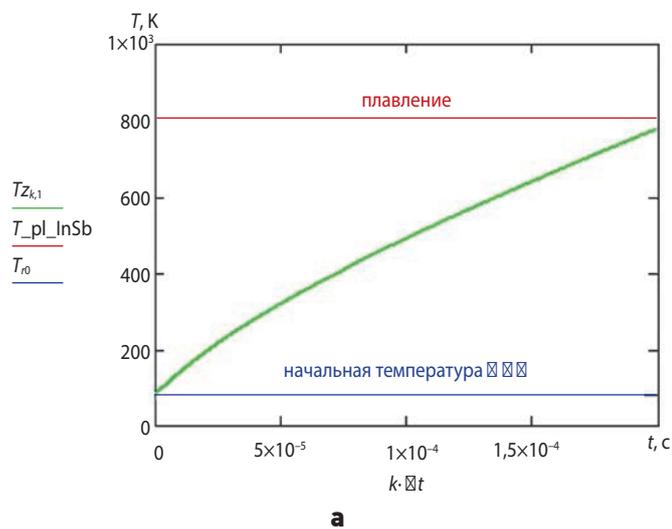
а – плотность энергии $J_u=3,0$ Дж/см²;
б – плотность энергии $J_u=12,0$ Дж/см².

рисунок 3. Графики зависимости температуры на поверхности монокристалла от времени воздействия импульса ЛИ длительностью 0,2 мс при начальной температуре опытного образца $T_0=300$ К

ОЦЕНКА УСЛОВИЙ ВОЗНИКНОВЕНИЯ НЕОБРАТИМЫХ ПОСЛЕДСТВИЙ ВОЗДЕЙСТВИЯ ИМПУЛЬСНОГО ЛАЗЕРНОГО ИЗЛУЧЕНИЯ СРЕДНЕГО ИНФРАКРАСНОГО ДИАПАЗОНА НА INSB-МАТРИЧНЫЙ ФОТОПРИЁМНИК

Анализ результатов расчётов (рисунок 3а) показывает, что появление деструкции поверхности опытного образца в виде образования шероховатого слоя в круговом контуре облучения произошло при температуре порядка 780 К, близкой к температуре плавления антимонида индия (798 К), т.е. до достижения приповерхностным слоем InSb температуры плавления.

Анализ результатов расчётов (рисунок 3б) показывает, что появление деструкции поверхности опытного образца в виде образования кратеров с гладким дном и характерными участками выброса расплавленного материала на краях произошло в условиях, когда температура плавления была достигнута за время ~20 мкс и в последующие 180 мкс воздействия в приповерхностном слое InSb имело место превышение температуры плавления.



а – плотность энергии $J_i=5,9$ Дж/см²;
б – плотность энергии $J_i=36,0$ Дж/см².

рисунок 4. Графики зависимости температуры на поверхности фоточувствительного слоя InSb МФП от времени воздействия импульса ЛИ длительностью 0,2 мс при начальной температуре опытного образца $T_0=80$ К

Анализ результатов расчётов (рисунок 4а) показывает, что появление деструкции поверхности InSb МФП, аналогичной деструкции поверхности опытного образца (рисунок 3а) в виде образования шероховатого слоя в круговом контуре облучения, возможно при воздействии ЛИ с плотностью энергии порядка 5,9 Дж/см².

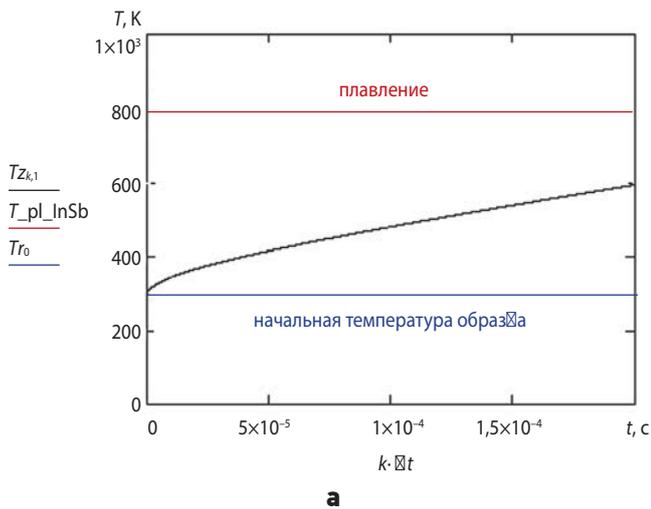
Анализ результатов расчётов (рисунок 4б) показывает, что появление деструкции поверхности InSb МФП, аналогичной деструкции поверхности опытного образца (рисунок 3б) в виде образования кратеров с гладким дном и характерными участками выброса расплавленного материала на краях, возможно при воздействии ЛИ с плотностью энергии порядка 36 Дж/см².

Необходимо отметить, что наблюдаемая ранее деструкция поверхности (рисунки 3а–в) как следствие декомпозиции исходного материала с образованием неравномерных дислокаций легкоплавкого индия после испарения сурьмы возникает и при допороговом режиме облучения, когда конечная температура поверхностного монокристалла InSb значительно ниже температуры плавления. Результаты расчётов с использованием предложенной модели и экспериментальных исследований возникновения допороговых необратимых последствий на поверхности InSb показаны на рисунке 5.

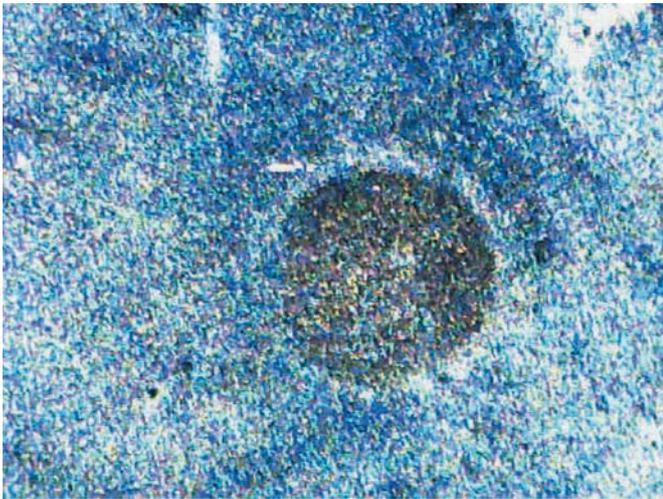
Анализ результатов расчётов показывает, что появление допороговых необратимых последствий на поверхности InSb МФП, аналогичных допороговым необратимым последствиям на поверхности опытного образца (рисунок 5б) в виде образования шероховатого слоя в круговом контуре облучения, возможно при воздействии ЛИ с плотностью энергии порядка 4,2 Дж/см². Данное значение на 29% ниже плотности энергии ЛИ, вызывающего пороговые (близкие к температуре плавления) необратимые последствия на поверхности InSb МФП.

Оценка адекватности разработанной модели показала удовлетворительную сходимость результатов имитационного моделирования и экспериментов. Установлено, что в температурных условиях, не превышающих температуру плавления антимонида индия, возможно появление необратимых изменений в виде шероховатости поверхности в круговом контуре облучения вследствие декомпозиции исходного материала и образования неравномерных дислокаций индия после испарения сурьмы.

С учётом того, что коэффициент отражения индия в широком диапазоне длин волн может достигать значения 97,5% (Вейс А.Н., Нащекин А.В., 2003), его избыток на поверхности материала ЧЭ приведёт к существенному снижению обнаружительной способности ОЭС в целом.



а



б

а – график зависимости температуры от времени воздействия импульса ЛИ; **б** – фотография поверхности монокристалла InSb, полученная с помощью микроскопа, после импульсного воздействия ЛИ.

рисунок 5. Результаты расчётов и экспериментальных исследований возникновения допороговых необратимых последствий на поверхности InSb, после воздействия импульсом ЛИ с длительностью 0,2 мс, плотностью энергии $J_0=2$ Дж/см², начальной температуре монокристалла InSb $T_0=300$ К

заключение

В статье проведена оценка условий возникновения необратимых последствий воздействия импульсного лазерного излучения на InSb-матричный фотоприёмник на основе разработанной тепловой модели, откалиброванной с использованием результатов экспериментальных исследований воздействия импульсного ЛИ с длиной волны 2,94 мкм и длительностью импульса 200 мкс на опытный образец антимионида индия марки ИСЭ-1В ТУ-48-4-292-85 толщиной 400 мкм, а также на гибридное InSb-матричное фотоприёмное устройство смотрящего типа. Разработанная тепловая модель позволяет прогнозировать результаты воздействия интенсивного лазерного из-

лучения на InSb МФП при условиях как полного, так и частичного накрытия фоточувствительной структуры излучением и при произвольных характеристиках лазерного излучения.

Дальнейшее совершенствование модели требует дополнительных исследований для определения процентного содержания избыточного индия, образующегося на поверхности фоточувствительного материала под воздействием ЛИ в конкретных режимах, для проведения более точной оценки вклада общего повышения коэффициента отражения материала в снижение обнаружительной способности ОЭС.

список литературы

Асанов С.В., Егоров М.С., Игнатьев А.Б., Морозов В.В. и др. Нелинейность и инерционность отклика матричных инфракрасных фотоприемников на лазерное излучение // Оптический журнал. 2014. Т. 81, № 9. С. 62-68.

Блистанов А.А., Бондаренко В.С., Чкалова В.В. и др. Акустические кристаллы: справ. / Под ред. М.П. Шаскольской. М.: Наука. Главная редакция физико-математической литературы, 1982. 632 с.

Вейс А.Н., Нащекин А.В. Оптическое отражение в твёрдых растворах $(\text{Pb}_{0,78}\text{Sn}_{0,22})_{1-x}\text{In}_x\text{Te}$ с высоким содержанием индия // Физика и техника полупроводников. 2003. Т. 37, № 4. С. 398-401.

Гнатюк В.А., Городниченко Е.С. Влияние импульсного лазерного излучения на морфологию и фотоэлектрические свойства кристаллов InSb // Физика и техника полупроводников. 2003. Т. 37, № 4. С. 414-416.

Клименко Н.Н., Назаров А.Е. Перспективная космическая система для наблюдения геостационарной орбиты // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2015. № 4. С. 16-22.

Сахаров М.В., Астраускас Й.И. Оценка эффективности решения информационных задач оптико-электронной системой «смотрящего» типа с инфракрасным матричным фотоприёмным устройством в поле лазерного излучения // Прикладная физика. 2014. № 1. С. 78-82.

Средин В.Г., Сахаров М.В. Математическая модель воздействия лазерного импульса на многослойную полупроводниковую фоточувствительную структуру // Прикладная физика. 2011. № 2. С. 5-11.

Стрельченко С.С., Лебедев В.В. Соединения АЗВ5: справ. изд. М.: Металлургия, 1984. 144 с.

Суханов Я.А., Сахаров М.В., Дяченко И.В. и др. Взаимодействие лазерного излучения с материалами оптико-электронной техники. Монография / Под ред. Н.С. Захарова. Сергиев Посад: ЦФТИ МО РФ, 2004. 175 с.

Статья поступила в редакцию 04.04.2016 г.

ПРИКЛАДНОЕ ПРИМЕНЕНИЕ ИНТЕРВАЛЬНОГО МЕТОДА ВЗРЫВОВ ДЛЯ ПОИСКА ОПТИМАЛЬНОГО ПРОГРАММНОГО УПРАВЛЕНИЯ СОЛНЕЧНЫМ ПАРУСОМ



А.В. Пантелеев¹,
*профессор,
доктор физико-
математических наук,
avpantelev@inbox.ru;*
A.V. Panteleyev

APPLICATION OF INTERVAL METHOD OF EXPLOSIONS FOR SEARCH OF OPTIMAL OPEN-LOOP CONTROL OF THE SOLAR SAIL



В.Н. Пановский¹,
*аспирант,
panovskiy.v@yandex.ru;*
V.N. Panovskiy

В работе предложен алгоритм поиска оптимального программного управления нелинейными непрерывными детерминированными динамическими системами.

Требуемое управление предлагается искать в трёх классах функций: кусочно-постоянных, кусочно-линейных и в виде разложения по системе ортонормированных базисных функций. Для решения задач параметрической оптимизации применяется интервальный метод взрывов. С помощью предложенного подхода решена модельная задача управления солнечным парусом.

*Ключевые слова:
оптимизация;
интервальный анализ;
эвристический алгоритм;
оптимальное управление;
солнечный парус.*

¹ ФГБОУ ВО «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)», Россия, г. Москва.

An algorithm for the solution of optimal open-loop control of nonlinear continuous deterministic dynamic systems is proposed in the article. The required control is suggested to search in three classes of functional relations: piecewise-constant, piecewise-linear and by orthogonal basis expansion. For parametric optimization task solution the interval method of explosions is used. The proposed approach is used to solve test problem of the solar sail control.

*Key words:
optimization;
interval analysis;
heuristic algorithm;
optimal control;
solar sail.*

Moscow Aviation Institute (National Research University), Russia, Moscow.

Введение

Задачи глобальной оптимизации возникают в ходе проектирования конструкций самолётов, вертолётов, космических аппаратов, когда появляется необходимость оптимизации характерных параметров (вес, дальность полёта, расход топлива и т.д.) (Матвеев Ю.А., Ламзин В.А., Ламзин В.В., 2015). Существующие численные методы используют разнообразные подходы, но их применение связано с большими вычислительными затратами, излишними требованиями к постановке задачи, трудностями в достижении сходимости метода. Применение метаэвристических алгоритмов глобальной оптимизации при решении разнообразных прикладных задач позволяет получать приемлемые с практической точки зрения результаты (Пантелеев А.В., Метлицкая Д.В., 2011; Пантелеев А.В. и др., 2013).

В качестве математического аппарата, определяющего предлагаемые в работе алгоритмы, используется интервальный анализ (Jaulin L., Kieffer M., Didrit O., Walter E., 2001; Moore R.E., 1966). Существующие интервальные методы оптимизации можно разделить на методы безусловной оптимизации (алгоритмы Мура – Скелбоу, Ичиды – Фуджи, Дюсселя, интервальный алгоритм «имитации отжига», метод случайного интервального дробления и др. (Ratschek H., Rokne J., 1988; Shary S.P., 2008)) и условной оптимизации (методы Хансена, Мура и др. (Пановский В.Н., 2014; Hansen E., 2004; Moore R.E., 1966)).

В настоящее время большое внимание уделяется решению задач полёта к другим планетам Солнечной системы. В связи с этим становится актуальной разработка алгоритмов управления космическими аппаратами, например с солнечным парусом, которые могут участвовать в реализации межпланетных миссий (Иванюхин А.В., Петухов В.Г., 2015; Казмерчук П.В., Мальшиев В.В., Усачов В.Е., 2007; McInnes C.R., Hughes G.W., 2003; Hughes G.W. et al., 2006; Wang Y., Zhu M., Wei Y., 2012). Современные способы разработки алгоритма управления используют различные подходы: от комбинированного применения методов линеаризации и симплекс-метода (Казмерчук П.В., Мальшиев В.В., Усачов В.Е., 2007) до применения численных оптимизационных процедур (McInnes C.R., Hughes G.W., 2003; Hughes G.W. et al., 2006; Wang Y., Zhu M., Wei Y., 2012).

В данной работе предложена численная процедура применения метаэвристического интервального алгоритма оптимизации (интервального метода взрывов (Пановский В.Н., 2014)) для решения задачи поиска оптимального программного управления нелинейными непрерывными детерминированными системами. Искомое управление ищется в классе кусочно-посто-

янных и кусочно-линейных функций, а также в виде разложения по полной системе ортонормированных базисных функций. Эффективность предложенного подхода демонстрируется на примере задачи управления солнечным парусом при реализации межпланетной миссии, которая заключается в переходе с орбиты Земли на орбиту Меркурия за минимальное время.

1. Постановка задачи

Поведение модели объекта управления описывается дифференциальным уравнением

$$\dot{x}(t) = f(t, x(t), u(t)), \quad (1)$$

где $t \in T = [t_0; t_1]$ – непрерывное время; $x \in \mathbb{R}^n$ – вектор состояния системы; $u \in [U] \in \mathbb{R}^q$ – вектор управления; $[U] = [U_1] \times \dots \times [U_q]$ – множество допустимых значений управления, представляющее собой параллелепипед (Jaulin L., Kieffer M., Didrit O., Walter E., 2001); $f(t, x, u) = (f_1(t, x, u), \dots, f_n(t, x, u))^T$ – непрерывная вектор-функция. Здесь $[U_i] = [[U_i^-]; [U_i^+]]$ – интервал, определяемый $[U_i^-]$ и $[U_i^+]$ – левой и правой границами соответственно.

Начальное состояние задано и равно

$$x(t_0) = x_0. \quad (2)$$

В момент окончания функционирования системы t_1 должны выполняться условия

$$\Gamma_l(t_1, x(t_1)) = 0, l = 1, \dots, l, \quad (3)$$

где $0 \leq l \leq n+1$, функции $\Gamma_l(t_1, x)$ – непрерывно дифференцируемые; система векторов $\left\{ \frac{\partial \Gamma_l(t_1, x)}{\partial x_1}, \dots, \frac{\partial \Gamma_l(t_1, x)}{\partial x_n}, \frac{\partial \Gamma_l(t_1, x)}{\partial t_1} \right\}$ линейно независима: $\forall (t_1, x) \in \mathbb{R}^{n+1}$.

При управлении используется информация только о времени t (применяется программное управление).

Множество допустимых процессов $D(t_0, x_0)$ определяется как множество троек $d = (t_1, x(\cdot), u(\cdot))$, включающих момент окончания функционирования системы t_1 , кусочно-дифференцируемую траекторию $x(\cdot)$ и кусочно-непрерывное управление $u(\cdot)$, где $u(t) \in [U], \forall t \in T$, удовлетворяющих уравнению состояния (1), условиям (2) и (3).

На множестве допустимых процессов $D(t_0, x_0)$ определен функционал качества управления

$$I(d) = \int_{t_0}^{t_1} f^0(t, x(t), u(t)) dt + F(t_1, x(t_1)), \quad (4)$$

где $f^0(t, x, u)$, $F(t_1, x)$ – заданные непрерывные функции. Для учёта конечных условий (3) к терминальному члену функционала (4) могут быть добавлены штрафные функции, характеризующие степень их невыполнения.

Требуется найти тройку $d^* = (t_1^*, x^*(\cdot), u^*(\cdot)) \in D(t_0, x_0)$, на которой достигается минимальное значение функционала (4) на множестве допустимых процессов.

Для решения поставленной задачи предлагается задать структуру управления в параметрическом виде, учитывающем ограничения на управление, и, таким образом, свести задачу к конечномерной. Получаемое в результате управление является субоптимальным.

2. Стратегия поиска управления

Будем предполагать, что компоненты управления $u(t)=(u_1(t), \dots, u_q(t))^T$ ищутся в одной из следующих интервальных форм:

- кусочно-постоянное интервальное управление (рисунок 1а). Для управления такого типа необходимо задать значения функций $u_i(t)$, $i=1, \dots, q$ в N моментах времени $\tau_j = t_0 + \frac{t_1 - t_0}{N} \cdot j$, $j=0, \dots, N-1$,

т.е. управлению можно однозначно сопоставить интервальный вектор $[a] = \underbrace{[u_1(\tau_0)] \times \dots \times [u_q(\tau_0)]}_{[u(\tau_0)]} \times \dots \times \underbrace{[u_1(\tau_{N-1})] \times \dots \times [u_q(\tau_{N-1})]}_{[u(\tau_{N-1})]}$; соответствующее

интервальное управление будет находиться по формуле

$$[u_i](t) = [u_i(\tau_j)] = [\underline{u}_i(\tau_j); \overline{u}_i(\tau_j)] \in [[U_i]; \overline{[U_i]}], \tau_j \leq t < \tau_{j+1}, i=1, \dots, q, j=0, \dots, N-1;$$

- кусочно-линейное интервальное управление (рисунок 1б). Для управления такого типа необходимо задать дополнительное значение управления на последнем временном интерва-

ле, поэтому интервальный вектор, который ставится в соответствие управлению, имеет вид $[a] = \underbrace{[u_1(\tau_0)] \times \dots \times [u_q(\tau_0)]}_{[u(\tau_0)]} \times \dots \times \underbrace{[u_1(\tau_N)] \times \dots \times [u_q(\tau_N)]}_{[u(\tau_N)]}$;

соответствующее интервальное управление будет находиться по формуле

$$[u_i](t) = \frac{\tau_{j+1} - t}{\tau_{j+1} - \tau_j} \cdot [u_i(\tau_j)] + \frac{t - \tau_j}{\tau_{j+1} - \tau_j} \cdot [u_i(\tau_{j+1})] \subseteq [[U_i]; \overline{[U_i]}], \tau_j \leq t < \tau_{j+1},$$

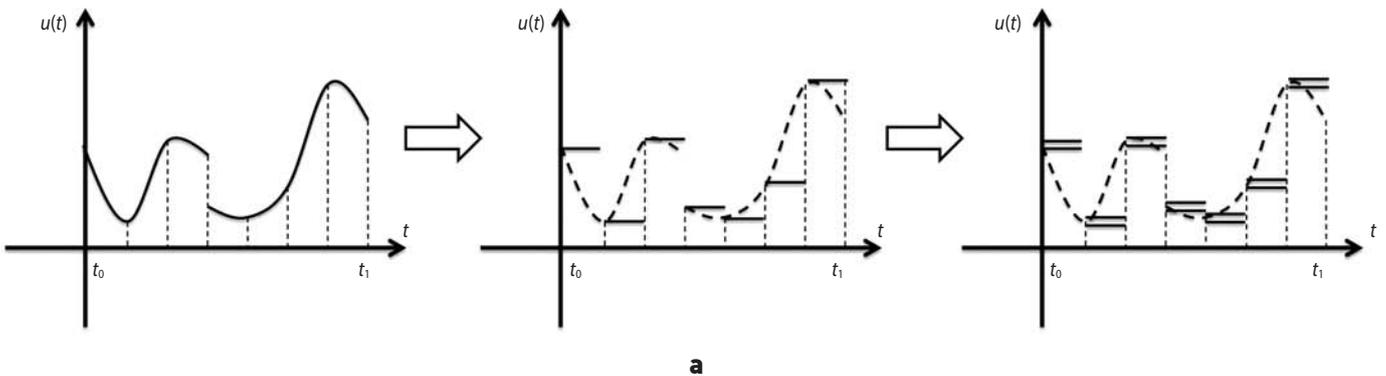
$i=1, \dots, q, j=0, \dots, N-1$;

- в виде разложения по системам ортонормированных базисных функций (например, полиномов Лежандра). Для управления такого типа необходимо задать коэффициенты разложения функций

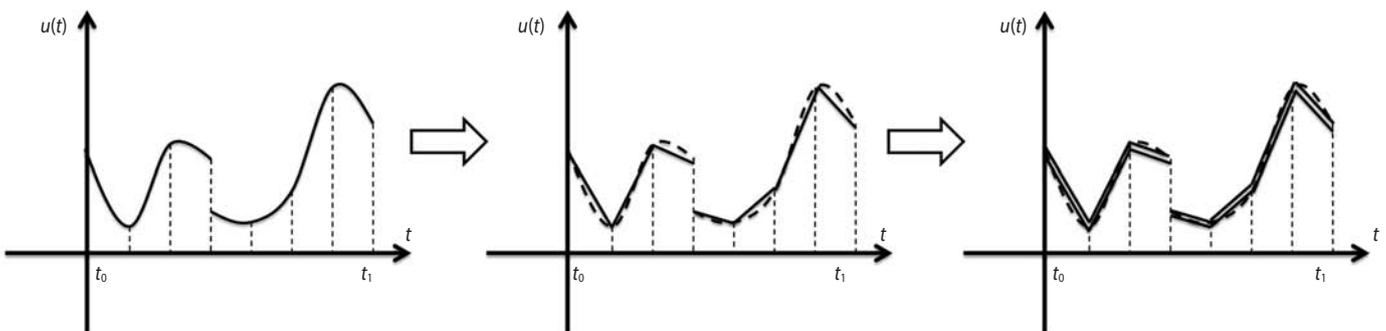
$$[u_i](t) = sat\left(\sum_{j=0}^A [a_i^j] \cdot \varphi^j(t), [U_i]\right), i=1, \dots, q,$$

где $\{\varphi^j(t)\}_{j=0}^A$ – система ортонормированных базисных функций Лежандра (Пантелеев А.В., Рыбаков К.А., 2010); A – масштаб усечения, определяющий количество базисных функций. Таким образом, интервальный вектор, который ставится в соответствие управлению, имеет вид $[a] = \underbrace{[a_1^0] \times \dots \times [a_1^A]}_{A+1} \times \dots \times \underbrace{[a_q^0] \times \dots \times [a_q^A]}_{A+1}$;

соответствующее интервальное управление будет находиться по формуле



а



б

рисунок 1. Замена кусочно-непрерывного управления интервальным кусочно-постоянным и кусочно-линейным

$$[u_i](t) = \text{sat}\left(\underbrace{\sum_{j=0}^A [a_i^j] \cdot \varphi^j(t)}_{[\varphi_a(t)], [U_i]}, i=1, \dots, q,\right.$$

$$\left. \text{sat}([\varphi_a(t)], [U_i]) = \begin{cases} [[U_i]; [U_i]], [\overline{\varphi_a(t)}] < [U_i], \\ [[U_i]; [U_i]], [\underline{\varphi_a(t)}] > [U_i], - \text{ фун-} \\ [\varphi_a(t)] \cap [U_i] \end{cases}$$

кция насыщения.

Для решения задачи поиска наилучшего вектора $[a]$ и, как следствие, соответствующего ему управления применяется интервальный метод взрывов (Пановский В.Н., 2014). Вследствие того, что данный алгоритм используется для оптимизации функций, требуется определить правило, ставящее в соответствие интервальному вектору коэффициентов $[a]$ значение функционала (4). Зададим правило следующим образом:

- по вектору $[a]$ в соответствии с выбранным типом представления управления найти вид управления $[u](t)$;
- найти решение $[x](t)$ уравнения модели (1) с управлением $[u](t)$, начальным состоянием (2) на промежутке времени T ;
- вычислить значение функционала (4), величина которого ставится в соответствие вектору $[a]$.

Таким образом, интервальному вектору $[a]$ соответствует интервальное управление, используемое в процессе интегрирования уравнений модели объекта (1) с начальными условиями (2). При подсчёте правых частей уравнения (1) применяются правила интервальной арифметики (Jaulin L., Kieffer M., Didrit O., Walter E., 2001). В результате находится интервальное значение критерия (4).

3. Постановка задачи интервальной ε -минимизации

Основной идеей интервального анализа является окружение вещественных чисел интервалами, а вещественных векторов – интервальными векторами (параллелотопами) (Jaulin L., Kieffer M., Didrit O., Walter E., 2001). Для обозначения интервала используются строчные латинские буквы, заключенные в квадратные скобки ($[a]$, $[b]$, $[c]$, ...), или привычное представление ($[a_i; a_u]$, $[b_i; b_u]$, $[c_i; c_u]$, ...), где указываются нижняя и верхняя границы интервала. Для задания параллелотопа применяется то же обозначение с полужирным начертанием букв ($[a]$, $[b]$, $[c]$, ...) или, как прямое произведение интервалов.

Для произвольного интервала $[x]$ определены:

- нижняя граница $\underline{[x]} = lb([x]) = \sup\{\xi \in \mathbb{R} \cup \{-\infty, \infty\} \mid \forall \zeta \in [x], \xi \leq \zeta\}$;

- верхняя граница $\overline{[x]} = ub([x]) = \inf\{\xi \in \mathbb{R} \cup \{-\infty, \infty\} \mid \forall \zeta \in [x], \xi \leq \zeta\}$;
- ширина непустого интервала $\omega([x]) = \overline{[x]} - \underline{[x]}$;
- средняя точка ограниченного и непустого интервала $mid([x]) = (\underline{[x]} + \overline{[x]})/2$.

Те же параметры определены и для параллелотопов: нижняя, верхняя границы и средняя точка становятся векторами, ширина же рассчитывается как максимум из значений ширины всех образующих параллелотоп компонент.

Интервальной оболочкой множества $X \subset \mathbb{R}^n$ называется параллелотоп с наименьшей шириной, который содержит X (Jaulin L., Kieffer M., Didrit O., Walter E., 2001). Если множество X берётся в квадратные скобки, это значит, что рассматривается интервальная оболочка $[X]$ этого множества.

Пусть \circ – некоторая бинарная операция, тогда $[x] \circ [y] = \{\{\xi_1 \circ \xi_2 \mid \xi_1 \in [x], \xi_2 \in [y]\}\}$. Описанная бинарная операция позволяет определить арифметические операции над интервалами (Jaulin L., Kieffer M., Didrit O., Walter E., 2001). Обозначим f – некоторый унарный оператор, тогда $f([x]) = \{\{f(\xi) \mid \xi \in [x]\}\}$.

Множество интервалов обозначается как \mathbb{IR} , для множества интервальных векторов используется \mathbb{IR}^n . Пусть имеется некоторая функция $f: \mathbb{R}^n \rightarrow \mathbb{R}$. Функция $[f]: \mathbb{IR}^n \rightarrow \mathbb{IR}$ называется интервальной функцией включения для f , если $f([\mathbf{x}]) = \{\{f(\xi) \mid \xi \in [\mathbf{x}]\}\} \subseteq [f]([\mathbf{x}])$, $\forall [\mathbf{x}] \in \mathbb{R}^n$. Функция включения позволяет получить априорную оценку множества значений функции, даже если оно не является выпуклым или связным (если вместо переменных используются интервалы и соответствующие арифметические операции, то оценка называется оценкой прямого образа функции) (Jaulin L., Kieffer M., Didrit O., Walter E., 2001).

Сформулируем постановку задачи интервальной ε -минимизации: пусть имеются параллелотоп $[s]$, задающий множество допустимых решений, целевая функция $f: \mathbb{R}^n \rightarrow \mathbb{R}$, малое число $\varepsilon > 0$. Требуется найти параллелотоп $[p]^*$, такой что

$$[p]^* \subseteq [s], \omega([p]^*) \leq \varepsilon, \forall [\mathbf{x}] \subseteq [s],$$

$$\omega([\mathbf{x}]) \geq \varepsilon: \overline{[f]([\mathbf{x}])} < [f]([p]^*).$$

В поставленной задаче величина целевой функции $f(x)$ определяется формулой (4), а аргументом является вектор a .

При применении интервального метода оптимизации, который будет описан далее, для решения задачи минимизации критерия (4) производится поиск наилучшего интервального вектора $[a]^*$.

ПРИКЛАДНОЕ ПРИМЕНЕНИЕ ИНТЕРВАЛЬНОГО МЕТОДА ВЗРЫВОВ ДЛЯ ПОИСКА ОПТИМАЛЬНОГО ПРОГРАММНОГО УПРАВЛЕНИЯ СОЛНЕЧНЫМ ПАРУСОМ

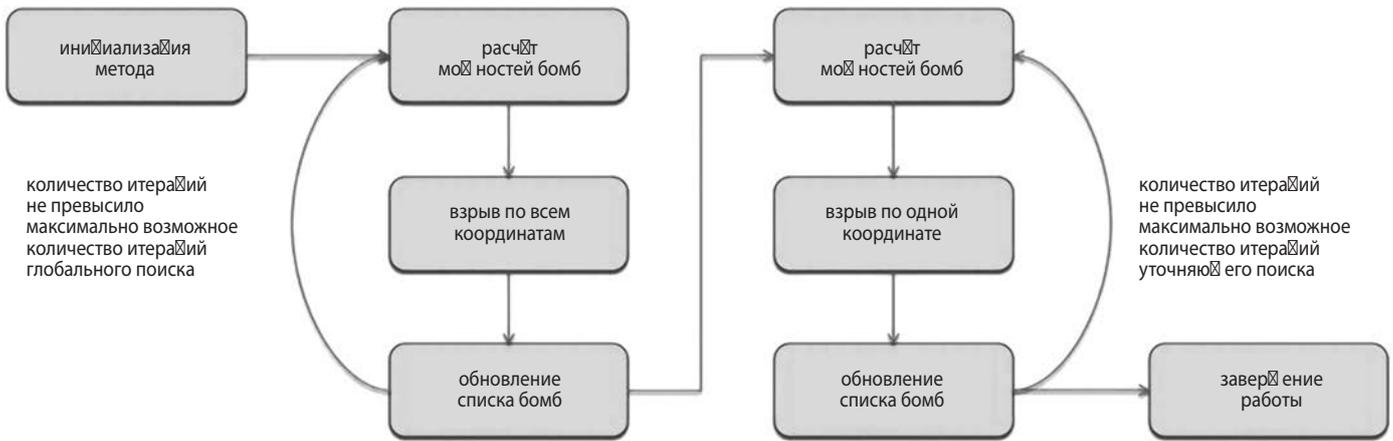


рисунок 2. Схема интервального метода взрывов

4. Интервальный метод взрывов

На первом этапе метода случайным образом на области поиска устанавливаются бомбы, каждая из которых ассоциируется с некоторым параллелограмом, описывающим ее местоположение. Кроме этого, бомбы сортируются по возрастанию нижней грани оценки прямого образа функции. В алгоритме есть два итерационных этапа: глобального поиска и уточняющего, которые различаются процедурой взрыва. На первом этапе исследуется поведение целевой функции по всем координатным направлениям сразу, а на втором – производится локальный уточняющий поиск вдоль одного из координатных направлений. На итерационных этапах алгоритма происходит расчет мощностей бомб; реализация взрыва, в ходе которого каждая из бомб образует осколки, которые разлетаются в разные стороны; обновление списка бомб. Алгоритм заканчивает работу, когда превышено максимальное количество итераций. Из списка бомб выбирается та, которой соответствует наименьшая нижняя грань оценки прямого образа целевой функции (Пановский В.Н., 2014).

5. Описание задачи управления солнечным парусом

Рассматривается задача поиска оптимального по быстродействию терминального программного управления перспективным космическим летательным аппаратом (КЛА) – солнечным парусом, реализующим межпланетную миссию (Wang Y., Zhu M., Wei Y., 2012; McInnes C.R., Hughes G.W., 2003; Hughes G.W. et al., 2006). Задача состоит в переходе с орбиты Земли на орбиту Меркурия за минимальное время.

Система дифференциальных уравнений, описывающая динамику летательного аппарата, приведена ниже:

$$\begin{aligned} \dot{r} = u, \dot{\theta} = \frac{v}{r}, \dot{u} = \frac{v^2}{r} - \frac{\mu}{r^2} \cdot (1 - \beta \cdot \cos^3 \alpha); \\ \dot{v} = -u \cdot \frac{v}{r} + \mu \cdot \beta \cdot \frac{\sin \alpha \cdot \cos^2 \alpha}{r^2}, \end{aligned} \quad (6)$$

где r, θ – радиальная и угловая позиции соответственно; u, v – радиальная и тангенци-

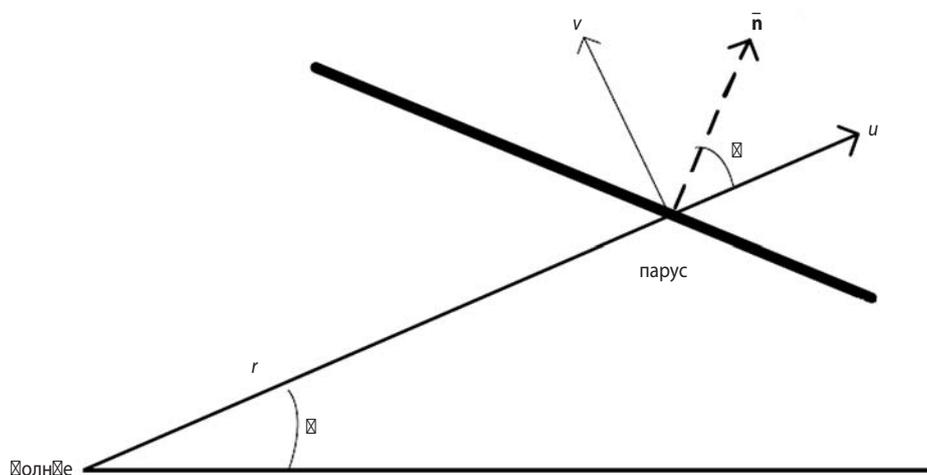


рисунок 3. Принятая система координат

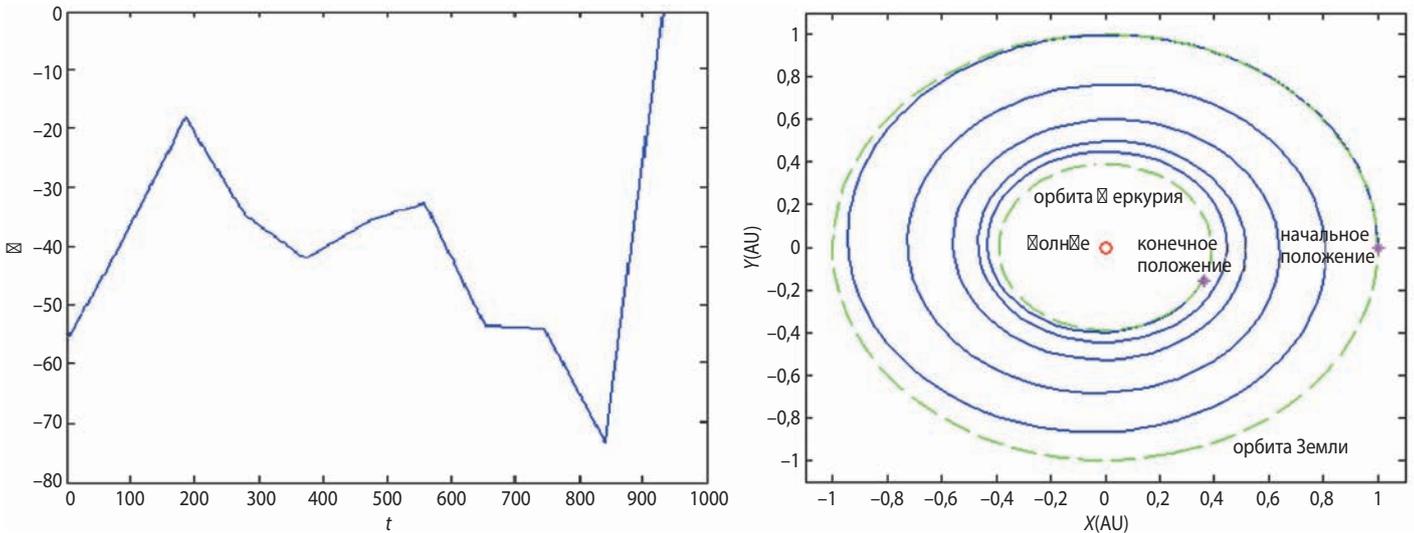


рисунок 4. Управление и соответствующая траектория солнечного паруса

альная скорости; $\alpha \in [-\pi/2; \pi/2]$ – угол тангажа; $\beta=0,042$ – параметр яркости солнечного паруса; $\mu \approx G \cdot M_s = 1,327474512 \cdot 10^{20} \text{ м}^3 \cdot \text{с}^{-2}$ – солнечное гравитационное ускорение; $G = 6,67408 \cdot 10^{-11} \text{ м}^3 \cdot \text{кг}^{-1} \cdot \text{с}^{-2}$ – универсальная гравитационная постоянная; $M_s = 1,989 \cdot 10^{30} \text{ кг}$ – масса Солнца.

Начальное состояние системы на этапе перехода с орбиты Земли на орбиту Меркурия: $r(0) = 1 \text{ AU} = 1,496 \cdot 10^{11} \text{ м}$, $\theta(0) = 0$, $u(0) = 0 \text{ км/с} = 0 \text{ м/с}$, $v(0) = 29,8 \text{ км/с} = 2,98 \cdot 10^4 \text{ м/с}$.

Требуемое конечное состояние системы: $r(t_1) = 0,39 \text{ AU} = 5,8344 \cdot 10^{10} \text{ м}$, $u(t_1) = 0 \text{ км/с} = 0 \text{ м/с}$, $v(t_1) = 47,9 \text{ км/с} = 4,79 \cdot 10^4 \text{ м/с}$.

Поскольку данная задача является задачей поиска терминального управления, оптимального по быстродействию, функционал качества управления имеет следующий вид:

$$I(d) = \frac{t_1}{86400} + R_r \cdot I_r^1(x_0, d) + R_u \cdot I_u^2(x_0, d) + R_v \cdot I_v^3(x_0, d), \text{ где компоненты} \quad (7)$$

$$I_r^1(x_0, d) = h_\infty^0\left(\frac{r(t_1)}{1,496 \cdot 10^{11}}, [0,389; 0,391]\right),$$

$$I_u^2(x_0, d) = h_\infty^0\left(\frac{u(t_1)}{10^3}, [-0,1; 0,1]\right) \text{ и}$$

$$I_v^3(x_0, d) = h_\infty^0\left(\frac{v(t_1)}{10^1}, [47,8; 48,0]\right) \text{ необходимы для}$$

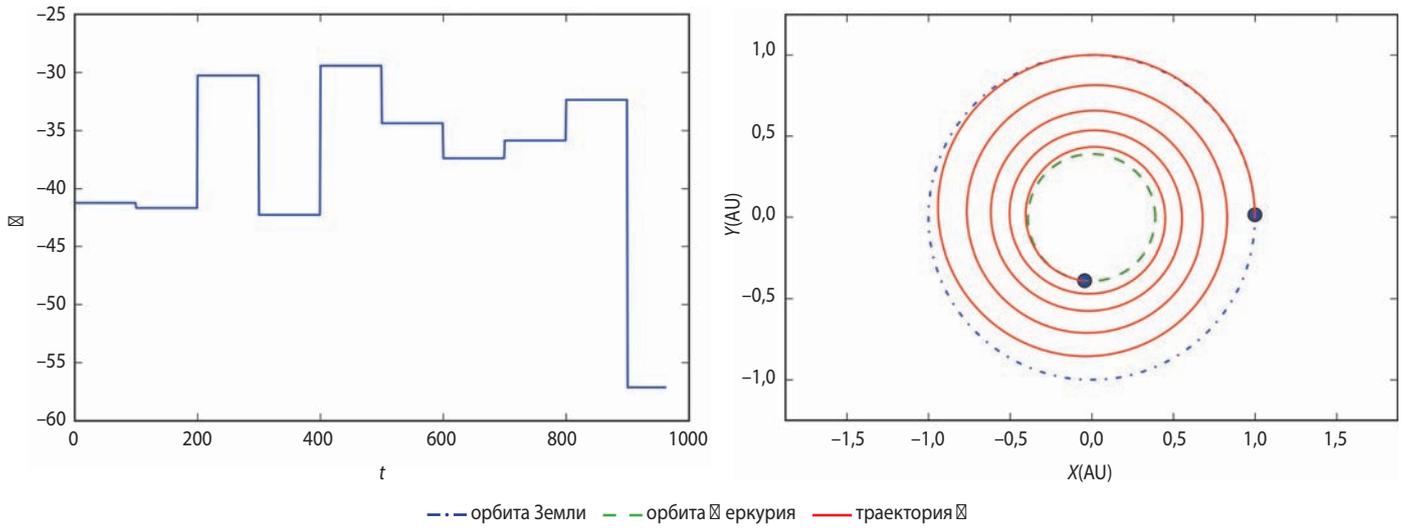
учёта степени выполнения терминального условия (3); $R_r = R_u = R_v = 10^5$ – параметры штрафа; $h_\infty^0([a], [b]) = \inf\{r \in \mathbb{R}^+ | [a] \subset [b] + r \cdot [-1; 1]\}$ – мера близости двух интервалов (Jaulin L., Kieffer M., Didrit O., Walter E., 2001).

Требуется найти закон управления углом тангажа $\alpha(t)$, обеспечивающего минимум функционала (7).

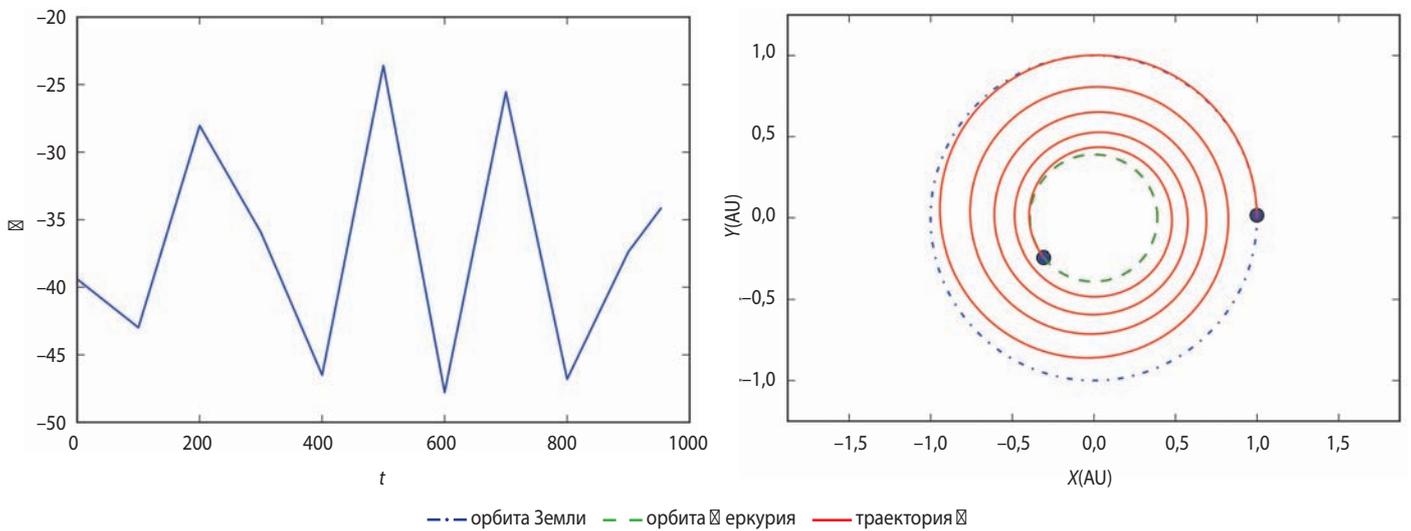
таблица – Характеристика найденных управлений

тип управления	кусочно-постоянное, N=10	кусочно-линейное, N=10	найденное в виде разложения по базису, A=10
время на переход, дни	961	953	952
невязка по радиальной позиции (а.е.)	[0,0008; 0,0009]	[0,0008; 0,0009]	[0,0007; 0,0008]
невязка по радиальной скорости, км/с	[0,089; 0,091]	[0,051; 0,052]	[0,02; 0,026]
невязка по тангенциальной скорости, км/с	[0,095; 0,096]	[0,0001; 0,0002]	[0,005; 0,006]

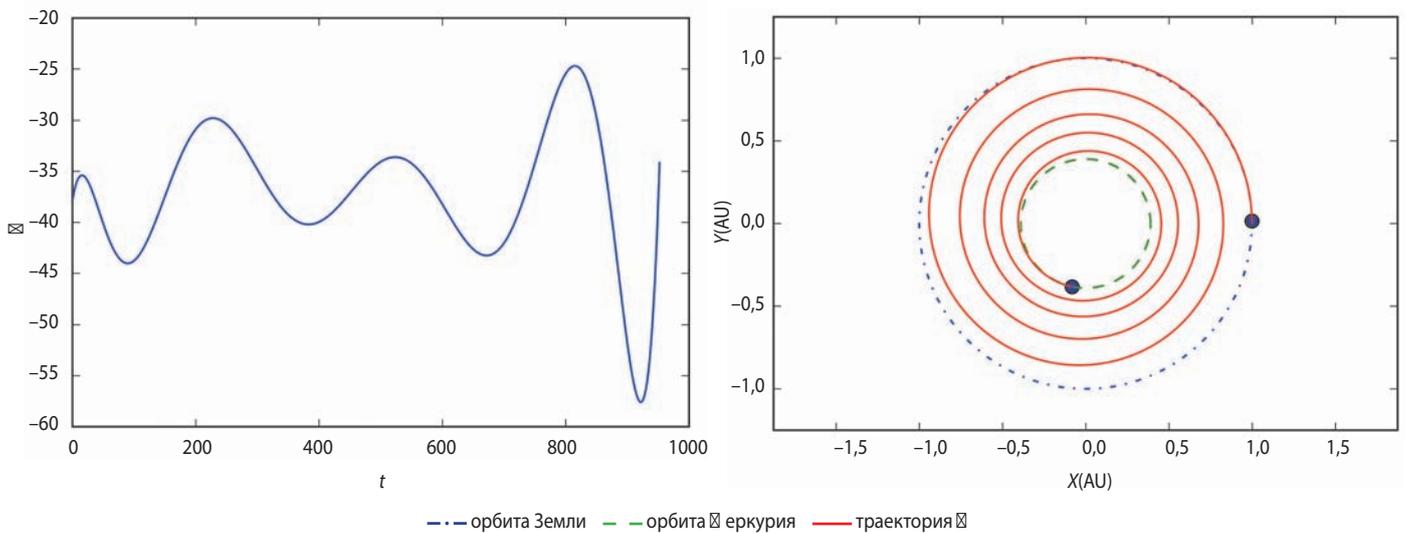
ПРИКЛАДНОЕ ПРИМЕНЕНИЕ ИНТЕРВАЛЬНОГО МЕТОДА ВЗРЫВОВ ДЛЯ ПОИСКА ОПТИМАЛЬНОГО ПРОГРАММНОГО УПРАВЛЕНИЯ СОЛНЕЧНЫМ ПАРУСОМ



а



б



в

а – кусочно-непрерывное; **б** – кусочно-линейное; **в** – в виде разложения.

рисунок 5. Управления, найденные в разных классах функций, и соответствующие им траектории

На рисунке 4 изображены графики траекторий солнечного паруса и управлений, которые были найдены в (Wang Y., Zhu M., Wei Y., 2012).

На рисунке 5 изображены управления и соответствующие им траектории, найденные с применением интервального метода взрывов. Расчёты выполнены с помощью разработанного ранее программного обеспечения (Пановский В.Н., 2015).

В таблице представлена сводная информация о характеристиках найденного управления.

По данным таблицы можно сделать следующие выводы:

- с помощью предложенной методики получилось эффективно найти программные управления, принадлежащие к разным классам функций: в работах (Wang Y., Zhu M., Wei Y., 2012; McInnes C.R., Hughes G.W., 2003; Hughes G.W. et al., 2006). Были найдены управления, с помощью которых этап перехода на орбиту Меркурия завершался за 933,9, 1210,0 и 1043,3 дней соответственно;
- наиболее и точным в смысле минимума невязок терминальных условия является управление, найденное в виде разложения по полной системе ортонормированных базисных функций.

заключение

Продемонстрирована эффективность применения интервального алгоритма глобальной условной оптимизации для приближенного решения задачи поиска оптимального программного управления нелинейными непрерывными детерминированными системами. Предложена методика численного решения, с помощью которой решена задача управления солнечным парусом.

Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ в рамках научных проектов № 16-31-00115 мол_а, № 16-07-00419 А.

список литературы

Иванюхин А.В., Петухов В.Г. Оптимизация межпланетных траекторий космических аппаратов с солнечной электроракетной двигательной установкой минимальной мощности // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2015. № 2. С. 64-71.

Казмерчук П.В., Малышев В.В., Усачов В.Е. Методика оптимизации траекторий, включающих гравитационные маневры космического аппарата с солнечным парусом // Известия Российской академии наук. Теория и системы управления. 2007. № 1. С. 156-167.

Матвеев Ю.А., Ламзин В.А., Ламзин В.В. Метод прогнозных исследований эффективности модифи-

каций КА при комплексной замене подсистем // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2015. № 4. С. 53-59.

Пановский В.Н. Программа поиска оптимального программного управления летательными аппаратами с использованием интервальных методов глобальной оптимизации: свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2015661635. 2015.

Пановский В.Н. Прикладное применение интервального метода взрывов // Электронный журнал «Труды МАИ». 2014. № 73. <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=48451> (дата обращения: 01.08.2016).

Пантелеев А.В., Метлицкая Д.В. Применение генетических алгоритмов с бинарным и вещественным кодированием для приближенного синтеза субоптимального управления детерминированными системами // Автоматика и телемеханика. 2011. № 11. С. 117-129.

Пантелеев А.В., Метлицкая Д.В., Алешина Е.А. Методы глобальной оптимизации. Метаэвристические стратегии и алгоритмы. М.: Вузовская книга, 2013. 244 с.

Пантелеев А.В., Рыбаков К.А. Прикладной вероятностный анализ нелинейных систем управления спектральным методом. М.: МАИ-ПРИНТ, 2010. 160 с.

Hansen E. Global Optimization Using Interval Analysis. New York: Marcel Dekker, 2004. 327 p.

Hughes G.W., MacDonald M., McInnes C.R. Terrestrial Planet Sample Return Using Solar Sail Propulsion // Acta Astronautica. 2006. № 59 (8-11). P. 797-806.

Jaulin L., Kieffer M., Didrit O., Walter E. Applied Interval Analysis. London: Springer-Verlag, 2001. 379 p.

McInnes C.R., Hughes G.W. Low Cost Mercury Orbiter and Sample Return Missions Using Solar Sail Propulsion // Aeronautical Journal. 2003. № 107 (1074), P. 469-478.

Moore R.E. Interval Analysis. Englewood Cliffs, Prentice Hall, 1966. 241 p.

Ratschek H., Rokne J. New Computer Methods for Global Optimization. Chichester: Horwood, 1988. 229 p.

Shary S.P. Randomized Algorithms in Interval Global Optimization // Numerical Analysis and Applications. 2008. V. 1. P. 376-389.

Wang Y., Zhu M., Wei Y. Solar Sail Spacecraft Trajectory Optimization Based on Improved Imperialist Competitive Algorithm // Proceedings of the 10th World Congress on Intelligent Control and Automation. 2012. P. 191-195.

Статья поступила в редакцию 03.08.2016 г.

МЕТОДИКА ОТРАБОТКИ БОРТОВОГО ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ СИСТЕМЫ ОРИЕНТАЦИИ И СТАБИЛИЗАЦИИ МАЛОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ «АУРИГА»

METHOD OF VALIDATION OF ON-BOARD SOFTWARE FOR ATTITUDE CONTROL SYSTEM OF «AURIGA» SMALL SPACECRAFT FOR EARTH OBSERVATIONS



П.Е. Розин¹,
info@dauria.ru;
P.E. Rozin

В статье рассматривается цифровой моделирующий комплекс для отработки системы ориентации и стабилизации малого космического аппарата дистанционного зондирования Земли «АУРИГА». Дано описание математических моделей исполнительных органов и измерительных приборов. Представлены результаты отработки режима орбитальной ориентации КА.

Ключевые слова:

*малый КА ДЗЗ «АУРИГА»;
цифровой моделирующий комплекс;
отработка бортового программного обеспечения;
математические модели измерительных приборов
и исполнительных органов*

введение

В статье рассматривается структура и организация работы цифрового моделирующего комплекса (ЦМК) стенда отработки бортового программного обеспечения системы ориентации и стабилизации (СОиС) малого космического аппарата дистанционного зондирования Земли (КА ДЗЗ) «АУРИГА», разрабатываемого в

The article presents the digital modeling system for attitude control system of «AURIGA» small spacecraft for Earth observations.

The descriptions of mathematical models of measuring and executive devices are given. The results of validation of the SC orbital attitude mode are presented.

Key words:

*«AURIGA» small spacecraft for Earth observations;
digital modeling system;
validation of on-board software;
mathematical models of measuring
and executive devices.*

ООО «Даурия – спутниковые технологии». Предложены математические модели малогабаритных измерительных приборов и исполнительных органов. Дано описание общих принципов взаимодействия программно-алгоритмического обеспечения стенда с бортовой цифровой вычислительной машиной (БЦВМ) КА.

¹ ООО «Даурия – спутниковые технологии», Россия, Московская область, Сколково.

Dauria – Satellite Technology Ltd., Russia, Moscow region, Skolkovo

1. Общие характеристики малого КА ДЗЗ «АУРИГА» и стенда отработки СОиС

Малый КА ДЗЗ «АУРИГА» создаётся с 2014 года в ООО «Даурия – спутниковые технологии» при содействии Фонда развития Центра разработки и коммерциализации новых технологий. Орбита функционирования аппарата – солнечно-синхронная с высотой ~600 км, диапазон времён местного времени в узле орбиты, при которых обеспечивается функционирование целевой аппаратуры, от 10:30 до 11:30.

Общий вес КА ДЗЗ «АУРИГА», который обеспечивает съёмку поверхности Земли с разрешением 2,5 м – около 23 кг. В составе аппарата применяются современные малогабаритные измерительные приборы и исполнительные органы. Особенность таких приборов СОиС в том, что их производители зачастую не предоставляют математических моделей, которые необходимы при создании программно-аппаратных средств для исследования динамики и подтверждения точностных характеристик. Поэтому актуальной становится задача разработки математических моделей измерительных приборов и исполнительных органов по известным характеристикам, которые позволили бы исследовать разрабатываемые алгоритмы СОиС средствами цифрового моделирующего комплекса и выбрать подходящие методы обработки и фильтрации поступающей информации.

Приборный состав СОиС КА «АУРИГА» выглядит следующим образом.

1. Трёхосные магнитометры (пять приборов).
2. Солнечные датчики (пять приборов).
3. Интегрирующий гироскоп на базе микромеханического датчика угловых скоростей.
4. Звёздные датчики (два прибора).
5. Двигатели-маховики (три прибора).
6. Магнитные исполнительные органы (пять приборов).

При этом солнечные датчики используются только как информационные приборы и не задействуются при управлении аппаратом. Поэтому их модель не рассматривается в данной работе.

Для программной реализации математических моделей указанных выше приборов, а также для непосредственного описания вращательного и орбитального движения КА используется следующий набор уравнений и моделей:

1. Уравнения динамики Эйлера (*Телепнев П.П., Ефанов В.В. и др., 2014*). Рассмотрение КА как твёрдого тела возможно в силу того, что частота первого тона колебаний крышки оптической нагрузки (единственного раскрывающегося элемента конструкции КА) выше 40 Гц и полоса пропускания интегрирующего гироскопа 30 Гц.

2. Уравнения кинематики Пуассона в кватернионной форме (*Беляев Б.Б., Ульяшин А.И. Ковалёв Ф.А., 2014*).

3. Уравнения орбитального движения КА, учитывающие:

- разложение геопотенциала Земли в ряд по сферическим функциям до гармоник 16×16 согласно модели EGM-96 (*Montenbruck O., Gill E., 2001*);
- возмущающие ускорения, обусловленные слиянием Луны и Солнца, положения которых определяются по эфемеридам DE405 (*Standish E.M., 1998*);
- влияние атмосферного торможения с расчетом плотности атмосферы согласно модели Харриса – Приестера (*Long A.C. et al., 1989*).

4. Модель геомагнитного поля IGRF-12 (*Erwan Thebaud, Christopher C. Finlay, Ciaran D., 2015*) с разложением в ряд по сферическим функциям до гармоник 12×12 .

Для численного решения уравнений динамики и кинематики используется метод Рунге – Кутты 4-го порядка с постоянным шагом интегрирования, а для решения уравнений орбитального движения – модифицированный метод Адамса (*Montenbruck O., Gill E., 2001*).

В составе БЦВМ КА «АУРИГА» применяется многозадачная операционная система реального времени (ОСРВ) на базе операционной системы Linux. СОиС реализуется отдельной задачей из состава программного обеспечения КА, кроме того, отдельными задачами реализуется баллистико-навигационное программное обеспечение и драйверы измерительных приборов и исполнительных органов.

ОСРВ предоставляет ряд механизмов межзадачного взаимодействия: сигналы, сокет, очередь сообщений, каналы, семафоры, разделяемая память, файлы и проч. Из всего многообразия возможностей выбран лишь один механизм межзадачного взаимодействия – взаимодействие на основе передачи UDP пакетов от одной бортовой задачи к другой. Данный механизм основан на использовании сокетов Linux. Поскольку передача UDP пакетов осуществляется внутри одного аппаратного модуля, представленного БЦВМ, то потери в передаче информации исключаются. Преимущество данного подхода заключается в том, что задачи-драйверы, обеспечивающие взаимодействие с устройствами, могут быть легко подменены со стороны ЦМК специальным программным обеспечением, имитирующим работу приборов и штатный информационный обмен при межзадачном взаимодействии. При этом разработка программного обеспечения существенно упрощается, поскольку используется стандартный программный интерфейс – сокет, которые широко применяются в Ethernet. Таким образом, ЦМК для стендовой отработки бортовой задачи СОиС является персональным компьютером со специализированным программным обеспечением, которое обеспечивает функционирование ЦМК как узла локальной сети.

2. Математическая модель звёздного датчика

В составе малого КА ДЗЗ «АУРИГА» применяется звёздный датчик с характеристиками, представленными в таблице 1 (*Космический комплекс «АУРИГА»...*, 2015). Особенностью функционирования данного прибора является необходимость применять в его составе малогабаритную бленду.

Шумовая составляющая моделируется как гауссовский белый шум, несмотря на шумы аналогово-цифрового преобразователя, которые имеют иное распределение. Данное упрощение принято после согласования с разработчиком прибора.

Если в результате моделирования получится, что звёздный датчик не закрыт ни Землей, ни Солнцем, то результирующее измерение определяется соотношением

$$\Lambda_{зд} = \Lambda \otimes \Lambda_{шум},$$

где

$$\Lambda_{шум} = [\sqrt{1 - \Lambda_x^2 - \Lambda_y^2 - \Lambda_z^2} \sin(0,5 \cdot \varepsilon_x) \sin(0,5 \cdot \varepsilon_y) \sin(0,5 \cdot \varepsilon_z)];$$

$\Lambda_{шум}$ – кватернион шумовой составляющей измерения; ε_i , $i=x, y, z$ – малые приращения угловой составляющей измерения, разыгрывающиеся как гауссовский белый шум с нулевым математическим ожиданием и заданной дисперсией.

3. Математическая модель интегрирующего гироскопа на базе микромеханического датчика угловых скоростей

Интегрирующий гироскоп на базе микромеханического датчика угловых скоростей имеет следующие характеристики:

1. Систематический дрейф нулевого сигнала.
2. Смещение нуля.
3. Случайное блуждание нулевого сигнала ($\frac{\circ}{\sqrt{\text{час}}}$ или $\frac{\circ/\text{с}}{\sqrt{\text{Гц}}}$).
4. Фликкер-шум (или $\frac{1}{f}$ шум) характеризующий низкочастотные шумы электроники ($\circ/\text{час}$).

таблица 1 – Характеристики звёздного датчика

параметр	значение
погрешность определения координат относительно визирной оси, СКО (угл. с)*	
- при углах отстройки от направления на Солнце $>60^\circ$	10
- при углах отстройки от направления на Солнце $35^\circ < \theta < 60^\circ$	$-0.4 \cdot \theta + 34$
погрешность определения поворота вокруг оси визирования, СКО (угл.с)*	
- при углах отстройки от направления на Солнце $>60^\circ$	70
- при углах отстройки от направления на Солнце $35^\circ < \theta < 60^\circ$	$-0.28 \cdot \theta + 238$
максимальная угловая скорость оси визирования, град/с	3
минимальный угол между осью визирования и Солнцем (полураствор конуса), град	35
минимальный угол между осью визирования и лимбом Земли (полураствор конуса), град	35
частота формирования выходной информации, Гц	2
* при угловых скоростях вращения от 0 до 1 град/с.	

5. Точность знания установки чувствительных элементов (ЧЭ) гироскопа относительно базовой системы координат.

6. Неортогональность чувствительных элементов друг другу.

7. Погрешность масштабного коэффициента.

Значения параметров представлены в таблице 2 (*Космический комплекс «АУРИГА»...*, 2015).

таблица 2 – Характеристики гироскопа

параметр	значение
систематический дрейф нулевого сигнала, $\circ/\text{час}$	9
смещение нулевого сигнала, $\circ/\text{час}$	$-250 \dots 250$
шум случайного блуждания, $\circ/\sqrt{\text{час}}$	0,15
фликкер-шум, $\circ/\text{час}$	0,5
масштабный коэффициент, млн^{-1}	± 500
стабильность масштабного коэффициента, %	0,0025
частота формирования выходного сигнала, Гц	10
неортогональность чувствительных элементов прибора, мрад	1
температурная стабильность при $\Delta T = \pm 1^\circ\text{C}/\text{мин}$, $\circ/\text{час}$ (СКО)	10
полоса пропускания, Гц	16

Систематический дрейф характеризует величину ухода нулевого сигнала, если прибор находится в состоянии покоя, без учёта влияния шумовых составляющих. Для рассматриваемого прибора данная величина составляет $9 \circ/\text{час}$. Моделируется данный параметр как постоянная величина, которая добавляется на каждом такте измерений.

Смещение нуля определяет сдвиг нулевого сигнала прибора: как правило, эта величина задаётся диапазоном значений и для рассматриваемого прибора составляет $250 \dots 250 \circ/\text{час}$. Моделируется данный параметр аналогично систематическому дрейфу нулевого сигнала.

Случайное блуждание нулевого сигнала определяется шумом ЧЭ гироскопа. В руководстве по эксплуатации на прибор, в зависимости от типа выходного сигнала, данная характеристика представляется в виде величины с размерностью $\frac{\circ}{\sqrt{\text{час}}}$ или $\frac{\circ/\text{с}}{\sqrt{\Gamma\text{ц}}}$.

Введём обозначение ARW (Angular Random Walk), величина которого будет задаваться в интенсивности белого шума и иметь размерность $\frac{\circ}{\sqrt{\text{час}}}$. Для вычисления этой величины из мощности спектральной плотности шума (PSD – Power Spectral Density, $\frac{(\circ/\text{час})^2}{\Gamma\text{ц}}$) или быстрого преобразования Фурье (FFT – Fast Fourier Transform, $\frac{\circ/\text{час}}{\sqrt{\Gamma\text{ц}}}$) используются соотношения (Oliver J. Woodman, 2007):

$$ARW\left(\frac{\circ}{\sqrt{\text{час}}}\right) = \frac{1}{60} \sqrt{PSD}; \quad ARW\left(\frac{\circ}{\sqrt{\text{час}}}\right) = \frac{1}{60} FFT.$$

При моделировании данной величины как гауссовского белого шума необходимо пользоваться

соотношением $\sigma_{\text{шум}} = \frac{ARW\left(\frac{\circ}{\sqrt{\text{час}}}\right)}{\sqrt{\delta\tau}}$. Где τ – интервал осреднения. Для рассматриваемого прибора $ARW=0,15\frac{\circ}{\sqrt{\text{час}}}$. Значит СКО шумовой составляющей будет равно $\sigma_{\text{шум}} = \frac{0,15}{\sqrt{3600}} = 9$ град/час на интервале

осреднения 1 с или 9 угл. с/с. Тогда на интервале осреднения 0,1 с $\sigma_{\text{шум}}=28,46$ угл. с/с.

Фликкер-шум – шум электронных преобразователей – имеет довольно сложную природу и структуру. Для микромеханических гироскопов он моделируется как эквивалентный шум случайного блуждания, имеющего интенсивность, полученную из графика дисперсии Аллана (Oliver J. Woodman, 2007). Величина фликкер-шума, называемая также нестабильностью сигнала, выражается в величине, имеющей размерность град/час.

Определим величину шума, которой будет соответствовать фликкер-шум $\sigma_{1/f} = \sqrt{\frac{\delta\tau}{t}} \cdot BS$. Для $BS=0,5$ град/час в момент времени $t=1500$ с на интервале осреднения $\delta\tau=0,1$ с имеем $\sigma_{1/f}=0,00408$ угл. с/с на интервале осреднения 0,1 с. Моделирование фликкер-шума соответствует замене его эквивалентным белым шумом и его интегрированием (так называемое случайное блуждание второго порядка). Таким образом, в приращении угла данная составляющая шума будет представлена как двойной интеграл.

Приведённые как пример значения и соотношения используются с учётом особенности настройки прибора, а именно внутренней частоты съёма информации датчика угловых скоростей, которая отвечает за интервал осреднения и лежит в пределах от 125 до 2000 Гц с последующим интегрированием.

Тогда выражение для фактического измеренного значения приращения угла в проекции на оси базовой системы координат за такт работы прибора (который равен 0,1 с) имеет следующий вид:

$$\Delta\bar{\varphi}_i^{\text{изм}} = A_4 A_3 A_2 A_1 \cdot (\Delta\bar{\varphi}_i^{\text{факт}} + \Delta\bar{\varphi}_i^d + \Delta\bar{\varphi}_i^{\text{ARW}} + \Delta\bar{\psi}_i^{\frac{1}{f}});$$

$$\Delta\bar{\psi}_i^{\frac{1}{f}} = \sum_{j=1}^n (n-i+1) \bar{\epsilon}_j; \quad \Delta\bar{\varphi}_i^{\text{ARW}} = \sum_{j=1}^i \bar{N}_j,$$

где n – количество измерений на интервале осреднения;

$\bar{\epsilon}_j, \bar{N}_j$ – случайные величины, разыгрываемые как гауссовский белый шум с заданными среднеквадратичными значениями ($\sigma_{\text{шум}}$ и $\sigma_{1/f}$);

$\Delta\bar{\varphi}_i^{\text{изм}}$ – измеренный вектор угловых приращений за такт работы прибора в проекции на оси базовой системы координат;

$\Delta\bar{\varphi}_i^{\text{факт}}$ – фактическое значение вектора приращений угла, получаемое из решения уравнений динамики;

$\Delta\bar{\varphi}_i^{\text{ARW}}$ – шумовая составляющая сигнала, характеризующая случайное блуждание угла;

$\Delta\bar{\psi}_i^{\frac{1}{f}}$ – вектор шумовых составляющих, характеризующих фликкер-шум;

\bar{v} – вектор случайных величин, характеризующий фликкер-шум измерений на интервале такта работы прибора;

A_1 – матрица неортогональности ЧЭ прибора вида

$$A_1 = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ \sin \alpha_1 & \cos \alpha_1 & 0 \\ \sin \alpha_2 & \cos \alpha_2 & \sin \alpha_3 \cos \alpha_3 \cos \alpha_2 \end{bmatrix}, \text{ где } \alpha_1, \alpha_2,$$

α_3 – малые углы из диапазона, указанного в таблице 2;

A_2 – матрица направляющих косинусов, характеризующая влияние тепловых деформаций на точность знания положения приборной системы координат относительно базовой системы координат КА;

A_3 – матрица направляющих косинусов перехода от приборной системы координат к базовой системе координат;

A_4 – диагональная матрица, содержащая на главной диагонали элементы m_1, m_2, m_3 – масштабные коэффициенты по соответствующим ЧЭ.

Следует отметить, что в составе КА применяется серийный гироскоп, разработанный не для космического применения. У таких приборов параметры шумовых характеристик часто отличаются от указанных типовых значений, представленных в таблице 2. При этом разница может быть достаточно существенной для приборов из разных партий. Поэтому самый надёжный способ оценки точности прибора – это снятие шумовой характеристики на испытательном стенде с последующим её использованием в составе ЦМК. При этом до получения характеристики шумов на стенде естественным является использование типовых значений параметров шумов из таблицы 2 с коэффициентом запаса $K=1,5-2$.

4. Математическая модель магнитометра

В составе КА «АУРИГА» используются магнитометры с параметрами, представленными в таблице 3 (*Космический комплекс «АУРИГА»...*, 2015).

таблица 3 – Характеристики магнитометра

параметр	значение
диапазон измерения, Гс	-8...8
цена младшего разряда выходной информации, мГс	1,92
шумовая составляющая сигнала, мГс (3σ)*	5
частота формирования выходной информации, Гц	10
линейность выходной характеристики, %	0,1
неортогональность чувствительных элементов, °	3
смещение нулевого сигнала, %	25
* в составе КА, с учётом помехового магнитного момента от работающих приборов.	

Пусть при некотором пространственном положении магнитометра измеренный вектор напряжённости магнитного поля Земли оказался равным \bar{h} . Введём следующую упрощённую модель измерений:

$$\bar{h} = SP \cdot \bar{B} + \bar{b} + \bar{n},$$

где \bar{B} – истинный вектор напряжённости магнитного поля Земли согласно модели IGRF-12;

\bar{b} – постоянный вектор, отвечающий смещениям нуля для каждой из измерительных осей магнитометра;

\bar{n} – случайный вектор, отвечающий некоррелированному шуму для каждой из измерительных осей;

P – матрица неортогональности ЧЭ магнитометра;

S – диагональная матрица, содержащая на главной диагонали масштабные коэффициенты (k_1, k_2, k_3) для измерительных осей.

Добавлением к полученному значению поворотов, определяемых матрицами A_2 и A_3 (по аналогии с матрицами для гироскопа и звездного датчика), определяются значения в проекции на оси базовой системы координат.

Параметры неортогональности чувствительных элементов прибора и смещения нуля оцениваются в ходе магнитометрических испытаний для каждого прибора индивидуально и используются как постоянные поправки в бортовой задаче СОиС КА и в составе ЦМК.

5. Математическая модель двигателя-маховика

В составе СОиС КА «АУРИГА» используются двигатели-маховики, реализующие пропорциональную зависимость между кодом управления и динамиче-

ским моментом с помощью обратной связи по ускорению. Характерным отличием такого рода приборов является большая постоянная времени и перерегулирование выходной характеристики. Математическую модель двигателя-маховика (ДМ) представим следующим образом. Поскольку контроллер используемого в составе КА «АУРИГА» двигателя-маховика осуществляет управление не электромагнитным моментом, а динамическим, то он самостоятельно компенсирует возмущающие моменты сопротивления на валу, поэтому учитывать их в модели не требуется. Кроме того, фактическую величину этих моментов изготовитель прибора не предоставляет, что делает невозможным использовать эти параметры в модели. Характеристики прибора приведены в таблице 4 (*Космический комплекс «АУРИГА»...*, 2015).

таблица 4 – Характеристики двигателя-маховика

параметр	значение
кинетический момент, мНм	30
максимальная скорость вращения ротора, с ⁻¹	628
максимальный управляющий момент, мНм	2
минимальный управляющий момент, мНм	0,05
коэффициент статического дисбаланса ротора, г·мм	0,25
коэффициент динамического дисбаланса ротора, г·мм	28
постоянная времени управления, с	0,4
частота приёма управляющих команд, Гц	10

Вращательное движение ротора двигателя-маховика, без учёта влияния на него корпуса КА (чем также можно пренебречь, исходя из представленных выше допущений) описывается следующим уравнением:

$$\dot{\Omega} = \frac{\dot{h}_{тр}}{I},$$

где $\dot{h}_{тр}$ – изменение кинетического момента двигателя-маховика за счёт изменения скорости вращения ротора; I – момент инерции ротора двигателя-маховика; Ω – ускорение ротора.

Процесс управления вращением ротора ДМ, который осуществляется собственным вычислительным устройством прибора, достаточно сложен и не раскрывается со стороны производителя. Поэтому в качестве формирующей функции для моделирования переходного процесса, характеризующего фактический управляющий момент (изменение кинетического момента двигателя-маховика), предлагается использовать колебательное звено. В этом случае

$$\dot{h}(p) = N_y \cdot \frac{1}{T^2 p^2 + 2\xi T p + 1},$$

где N_y – код управления со стороны БЦВМ. При этом параметры постоянной времени T и коэффициента демпфирования ξ эмпирически определяются исходя из полученных экспериментально динамических характеристик прибора.

Уравнения для определения возмущения от динамического дисбаланса ротора в осях ДМ (с учётом того, что ось X – это ось вращения ротора) выглядят следующим образом:

$$M_{дx}(t) = K_d \omega^2 \cos(\omega t); M_{дz}(t) = K_d \omega^2 \sin(\omega t).$$

где ω – угловая скорость ротора ДМ; K_d – коэффициент динамического дисбаланса. От статического дисбаланса: $F_Y(t) = K_c \omega^2 \cos(\omega t)$; $F_Z(t) = K_c \omega^2 \sin(\omega t)$, где K_c – коэффициент статического дисбаланса. В этом случае момент от ДМ будет определяться из соотношения $\bar{M}_B = \bar{r} \bar{F}_B$, где \bar{F}_B – проекция возмущающей силы на оси КА; \bar{r} – радиус-вектор из центра масс ДМ в центр масс аппарата. Тогда $\bar{M}_{в.д} = \bar{M}_д + \bar{M}_B$.

6. Математическая модель магнитного исполнительного органа

Магнитные исполнительные органы КА «АУРИГА» функционально входят в состав солнечных панелей. Таким образом, сама панель выступает в роли сердечника. Особенностью такого типа магнитных катушек является то, что изменяемые в широком диапазоне температуры солнечных панелей КА существенным образом влияют на выходную моментную характеристику. Происходит это за счёт изменения сопротивления медной обмотки, а также способа управления магнитным моментом – за счёт широтно-импульсной модуляции при подаче управляющего напряжения.

Таким образом, магнитные исполнительные органы фактически характеризуются тремя параметрами:

- дискретностью кода управления;
- линейностью выходной моментной характеристики;
- температурным изменением проводимости меди, в силу чего возникает несоответствие реального магнитного момента как ответа на подаваемый код управления.

В составе КА «АУРИГА» функционируют пять магнитных катушек, которые обеспечивают демпфирование остаточных угловых скоростей КА после отделения от РБ, а также разгрузку двигателей-маховиков. Магнитные моменты панелей $+X$, $+Y$, $-X$, $-Y$ равны $0,271 \text{ А} \cdot \text{м}^2$, панель $-Z$ равен $0,285 \text{ А} \cdot \text{м}^2$. Таким образом суммарный управляющий момент, развиваемый магнитными катушками составляет: по оси X – $0,542 \text{ А} \cdot \text{м}^2$, по оси Y – $0,542 \text{ А} \cdot \text{м}^2$, по оси Z – $0,285 \text{ А} \cdot \text{м}^2$. Для создания указанных моментов применяется соотношение $\bar{A}^k = B \bar{A}$, где A – требуемый магнитный момент в проекции на оси базовой системы координат; A^k – магнитный момент, распределенный на систему катушек (вектор 5×1); B – матрица процентного распределения магнитных моментов между катушками.

Матрица B и вектор A не являются постоянными и рассчитываются на каждом такте управления в зависимости:

- от сигналов от драйвера-панели СБ об отказе магнитной катушки;
- от температуры каждой панели.

Для используемых магнитных катушек справедливо следующее соотношение для вычисления магнитного момента в зависимости от температуры:

1. Панели $+X$, $-X$, $+Y$ и $-Y$

$$A(T) = 0,00102 T + 0,296132 \text{ [А} \cdot \text{м}^2].$$

2. Панель $-Z$

$$A(T) = 0,00107 T + 0,311915 \text{ [А} \cdot \text{м}^2],$$

где T – текущая температура панели, °С;

Испытания определения линейности выходной характеристики для магнитных исполнительных органов показали, что этим параметром при моделировании можно пренебречь.

Дискретность кода управления катушек составляет 5% от максимального магнитного момента.

Таким образом, моделируя ошибку в измерениях термодатчика (а также неравномерность распределения тепла на панели), при моделировании можно оценить возмущающие составляющие момента от работы магнитных исполнительных органов.

7. Результаты моделирования режима орбитальной ориентации средствами ЦМК

Требования по точности СОиС на этапе съёмки (в режиме орбитальной ориентации):

- точность ориентации осей оптической полезной нагрузки ± 3 угл. мин;
- требования по максимальной скорости изменения стабилизационных отклонений относительно орбитальной ориентации < 20 угл. мин/с;
- максимальное стабилизационное отклонение относительно орбитальной ориентации ± 6 угл. мин.

Рассмотрим функционирование аппарата при поддержании орбитальной ориентации на интервале 15000 с (~2,5 витков), в котором первые 8000 с полёта управление осуществляется по информации звёздного датчика с компенсацией. Затем моделируется прерывание поступления данных со звёздного датчика на 1000 с с последующим возобновлением. В течение этого времени управление аппаратом осуществляется по данным гироскопа. В таблице 5 представлены значения статистических величин, характеризующих точность стабилизации КА «АУРИГА» в рассматриваемом подрежиме, при использовании информации звёздного датчика, а в таблице 6 – при использовании только информации с гироскопа. Графические результаты представлены на рисунках 1 и 2.

МЕТОДИКА ОРАБОТКИ БОРТОВОГО ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ СИСТЕМЫ ОРИЕНТАЦИИ И СТАБИЛИЗАЦИИ МАЛОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ «АУРИГА»

таблица 5 – Точность стабилизации при работе звёздного датчика

отклонение от орбитальной ориентации	σ , угл. с	квантиль уровня 0,997, угл. с
$\Delta\varphi_x$	39,31	107,039
$\Delta\varphi_y$	5,763	15,603
$\Delta\varphi_z$	7,12	17,44

таблица 6 – Ошибка стабилизации без звёздного датчика

отклонение от орбитальной ориентации	максимум, угл. мин
$\Delta\varphi_x$	59,66
$\Delta\varphi_y$	36,107
$\Delta\varphi_z$	83,69

Как видно из таблицы 5, максимальные стабилизационные отклонения в каждом из каналов существенно выше требуемых. Обусловлено это несколькими факторами:

- смещением осей приборной системы координат гироскопа относительно звёздного датчика;
- ошибкой идентификации систематического дрейфа;
- некалибруемым случайным дрейфом угла, возникающим за счёт интегрирования шумов выходной информации гироскопа.

Последние два фактора вносят наиболее существенный вклад при условии смещения осей приборной системы координат гироскопа относительно звёздного датчика порядка 0,1–0,2 градуса. В таблице 7 представлены значения статистических величин, точность по скорости изменения стабилизационных отклонений.

таблица 7 – Ошибки скорости изменения стабилизационных отклонений

отклонение от программной угловой скорости	σ , угл. с/с	квантиль уровня 0,997, угл. с/с
$\Delta\omega_x$	44,794	124,736
$\Delta\omega_y$	6,173	17,102
$\Delta\omega_z$	6,837	18,170

заключение

В статье представлены основные принципы, положенные в основу разработки ЦМК для испытаний СОиС малого КА ДЗЗ «АУРИГА». Дано краткое описание списка моделей, используемых в составе программно-алгоритмического обеспечения ЦМК. Приведены математические модели современных малогабаритных измерительных приборов и ис-

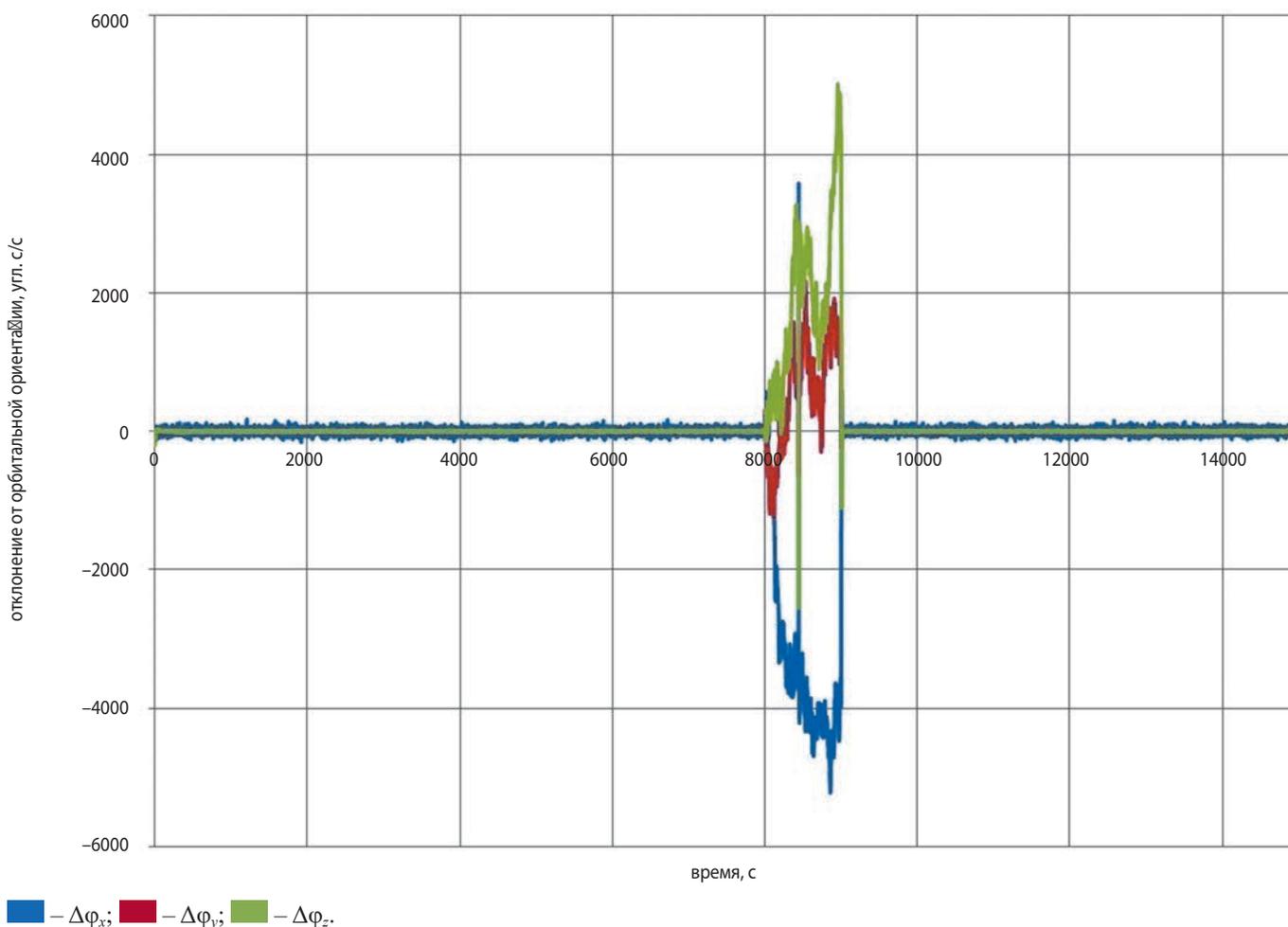


рисунок 1. Стабилизационные отклонения от орбитальной ориентации

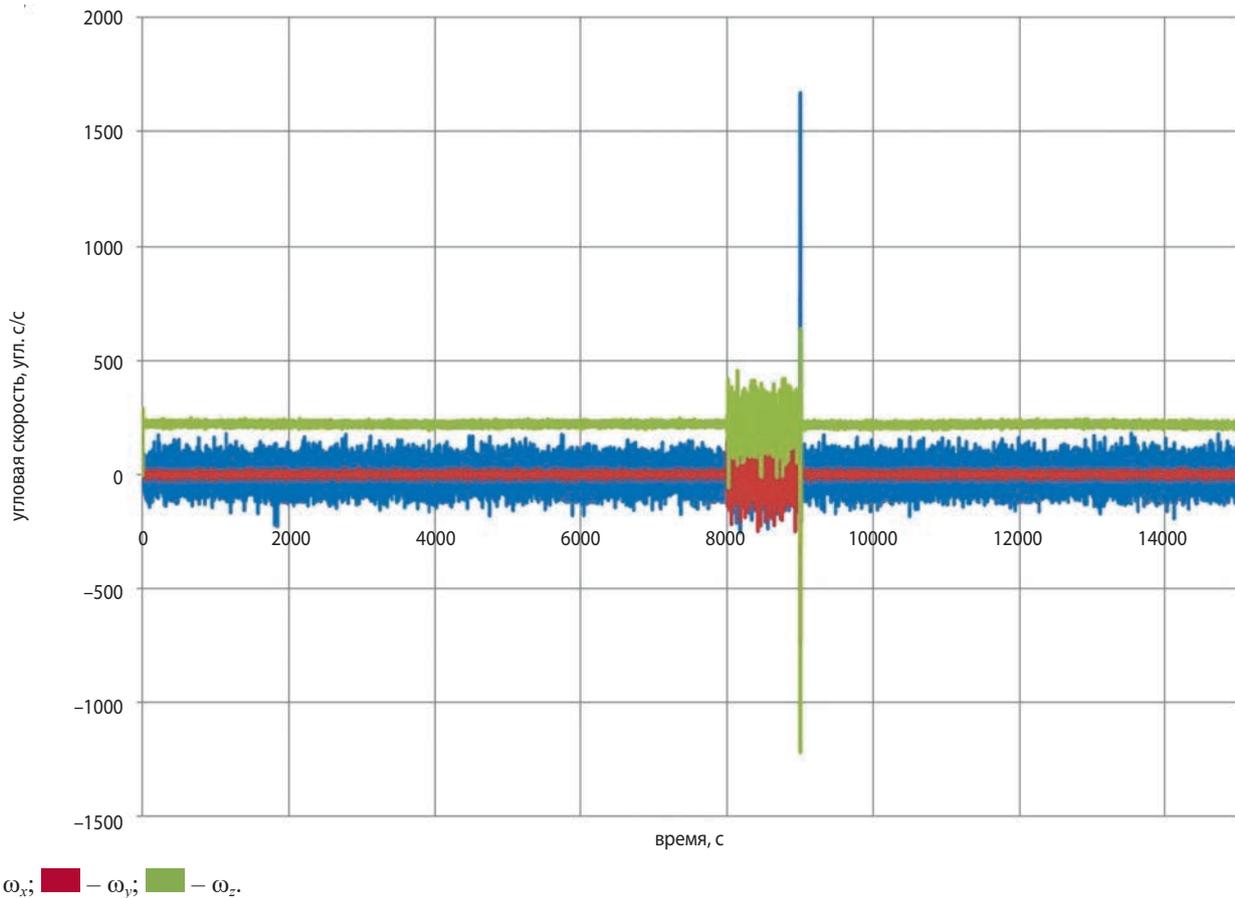


рисунок 2. Угловые скорости вращения КА, угл. с/с

полнительных органов, позволяющих с требуемой точностью осуществлять оценку точностных и динамических характеристик СОиС.

Представлены результаты обработки алгоритма орбитальной ориентации КА «АУРИГА». Экспериментально установлено, что требованиям по точности стабилизации удовлетворяет только функционирование КА с использованием информации звездного датчика, и даже использование одного из самых современных интегрирующих гироскопов на базе микромеханического датчика угловых скоростей не обеспечивает выполнение требований. Однако применение гироскопа необходимо для реализации других режимов (передачи целевой информации), где требования по точности существенно ниже. Кроме того, гироскоп позволяет сохранить управляемость КА в случае кратковременного выхода из строя звездного датчика.

Автор выражает благодарность В.Н. Хейфецу и Б.Б. Беляеву за полезные предложения при написании статьи и содействие в разработке систем ориентации и стабилизации КА различного класса и назначения.

список литературы

Беляев Б.Б., Ульяшин А.И., Ковалёв Ф.А. Система точного гидирования // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2014. № 5. С. 108-113.

Космический комплекс «АУРИГА» – Проект космического аппарата. ДСПТ.201300.001 ПЗ11, 2015.

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

Erwan Thebault, Christopher C. Finlay, Ciaran D. Beggan and ext // International Geomagnetic Reference Field: the 12th generation; Earth, Planets and Space. DOI 10.1186/s40623-015-0228-9. 2015.

Long A.C., Cappellari J.O., Velez C.E., Funch A.J. Mathematical Theory of the Goddard Trajectory Determination System // Goddard Space Flight Center. FDD/552-89/001. Greenbelt Maryland, 1989.

Montenbruck O., Gill E. Satellite Orbits: Models, Methods and Applications. 2001.

Oliver J. Woodman An introduction to inertial navigation // University of Cambridge, Technical report. 2007. № 696.

Standish E.M. JPL Planetary and Lunar ephemerides, DE405/LE405 // JPL Interoffice Memorandum IOM 312.F-98-048, Aug. 26 1998.

Статья поступила в редакцию 20.09.2016 г.

РАЗВИТИЕ КОСМИЧЕСКИХ СРЕДСТВ МОНИТОРИНГА ПРИРОДНОЙ СРЕДЫ НА ВЫСОКИХ ОРБИТАХ



Хюнчжэ Чо¹,
аспирант,
skypeo88@gmail.com;
Hyunjai Cho

DEVELOPMENT OF HIGH-ORBIT SPACE SYSTEMS FOR ENVIRONMENT MONITORING



Ю.А. Матвеев¹,
профессор, доктор
технических наук,
matveev_ya@mail.ru;
Y.A. Matveev

В статье рассматривается метод построения динамических статистических моделей, проектных зависимостей для определения массовых и стоимостных характеристик перспективных космических аппаратов наблюдения на высоких орбитах.

Ключевые слова:

космический аппарат наблюдения;
геостационарная орбита;
масса модуля целевой аппаратуры;
затраты на реализацию проекта;
время прогноза.

ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время многие страны активно участвуют в международных космических программах по мониторингу природной среды. Чтобы обеспечить эффективную организацию и управление при выполнении таких работ, необходимы прогнозные исследования перспектив развития техники и технологии космического мониторинга природной среды (Матвеев Ю.А., 1992; Матвеев Ю.А., 1975; Матвеев Ю.А., Ламзин В.В., 2007; Матвеев Ю.А. и др. Исследование..., 2015).

Method of dynamic statistic model engineering and design dependencies to determine mass and cost performances for advanced observation satellites operating on high orbits are reviewed in this article.

Key words:

observation satellite;
geostationary orbit;
mass of mission module hardware;
project costs;
prognosis time.

Необходимость проведения перспективных исследований систем космических аппаратов (КА) и планов их развития очевидна. Создание космических систем наблюдения – это длительный процесс, связанный с огромными экономическими затратами. Используемые технические решения, которые сегодня отвечают своему назначению, через несколько лет могут становиться неэффективными. Неучёт этого факта может привести к тому, что огромные средства будут расходоваться на создание заведомо неэффективных систем.

¹ ФГБОУ ВО «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)», Россия, г. Москва.

Moscow Aviation Institute (National Research University), Russia, Moscow.

При исследовании характеристик перспективных КА используются различные методы. Если говорить о постановке задачи проектирования перспективных КА, то она по сути динамическая. Проектные модели содержат параметры, которые зависят от времени реализации проекта (т.н. динамические или определяющие параметры) (Матвеев Ю.А., 1992). Для определения динамических параметров обычно используются опытные данные по прототипам, реализованным в прошедший период времени. С помощью статистических методов находят значения этих параметров к моменту реализации перспективной разработки. Заметим, что приём решения динамической задачи проектирования перспективных КА, когда используется прогноз определяющих параметров к моменту реализации проекта и проектная задача при этих данных формулируется как статическая, называется методом временных сечений.

В статье рассматривается метод построения динамических статистических моделей проектных зависимостей для определения массовых и стоимостных характеристик перспективных КА наблюдения на высоких орбитах. Приводится алгоритм формирования таких моделей и прогнозирования определяющих (динамических) параметров. Представлены результаты прогнозирования характеристик космических средств мониторинга природной среды на основе опытных данных с помощью динамических статистических моделей. Проводится исследование влияния времени прогноза на массовые и стоимостные характеристики перспективных КА наблюдения.

1. Метод и алгоритм формирования динамических статистических моделей

При построении динамических статистических моделей используются данные по прототипам. Характеристики систем прототипов (масса, стоимость, надёжность, время разработки и др.) зависят от технических параметров систем и целого ряда общих причин – от наличия технической и технологической базы, финансового обеспечения и пр. При построении статистических моделей для исследования перспективной техники в таком случае используется приём рандомизации. В соответствующей математической модели выделяют главные факторы, которые влияют на характеристики объекта. Действие общих причин в какой-то мере учитывают с помощью фактора времени t .

При исследовании перспективных систем используются динамические статистические модели вида

$$y_1 = y_1(\bar{x}, t, \alpha);$$

$$y_2 = y_2(\bar{x}, \alpha(t)).$$

Здесь y_1, y_2 – выделенные характеристики технических устройств; \bar{x} – векторы главных факторов, которые влияют на характеристики объекта; t – время реализации техники; α – статистический коэффициент; $\alpha(t)$ – функции, определяющие зависимость коэффициентов модели от времени реализации проекта.

В первом случае фактор – время входит в модель наряду с главными факторами \bar{x} , определяющими характеристики КА и систем, другими словами – определяющими функцию отклика y . Но при малом объёме статистической выборки точность таких моделей может быть невелика. В ряде случаев, если вид связи (функции) $y = y(\bar{x})$ известен, то при учёте динамики от времени более удобными являются зависимости второго типа. Коэффициенты α в таких моделях выступают в роли определяющих параметров и зависят от времени реализации проекта: $\alpha = \alpha(t)$. Рассмотрим модели второго типа подробнее.

При построении динамических статистических моделей будем полагать, что в распоряжении исследователя имеются статистические данные по прототипам за предысторию $T_{\text{пред}} = \max_m t_k - \min_m t_k$ вида

$$\{y^k, x_l^k, t^k : k = \bar{1}, \bar{N}, l = 1, 2, \dots\}.$$

Здесь y – некоторая исследуемая характеристика (масса, надёжность, затраты); $x_l^k, l = 1, 2, \dots$ – проектные параметры (главные факторы, аргументы); t^k – момент времени, к которому относится реализация прототипа; k – номер прототипа; N – число отобранных прототипов. В простейшем случае при $l=1$ возможно графическое представление исходной информации (рисунок 1). Такую статистическую выборку принято называть случайным полем.

В общем случае учесть действие всех факторов на исследуемые характеристики не всегда возможно из-за недостаточной изученности рассматриваемых явлений. Задача осложняется ещё тем, что действие многих факторов случайно по своему характеру. Тогда полученные из опыта значения $\{y^k(x_l^k), k = \bar{1}, \bar{N}, l = 1, 2, \dots\}$ считают случайными реализациями некоторого стохастического процесса и исследования проводят, используя методы теории вероятностей и математической статистики.

Такой подход соответствует определённому этапу процесса перспективных исследований развития системы КА, когда ещё недостаточно известен механизм процесса, не выявлены все действующие факторы, но уже накоплен в достаточном объёме эмпирический материал по реализованным прототипам. Это позволяет установить некоторые статистические закономерности.

На рисунке 2 приводится алгоритм формирования динамических статистических моделей.

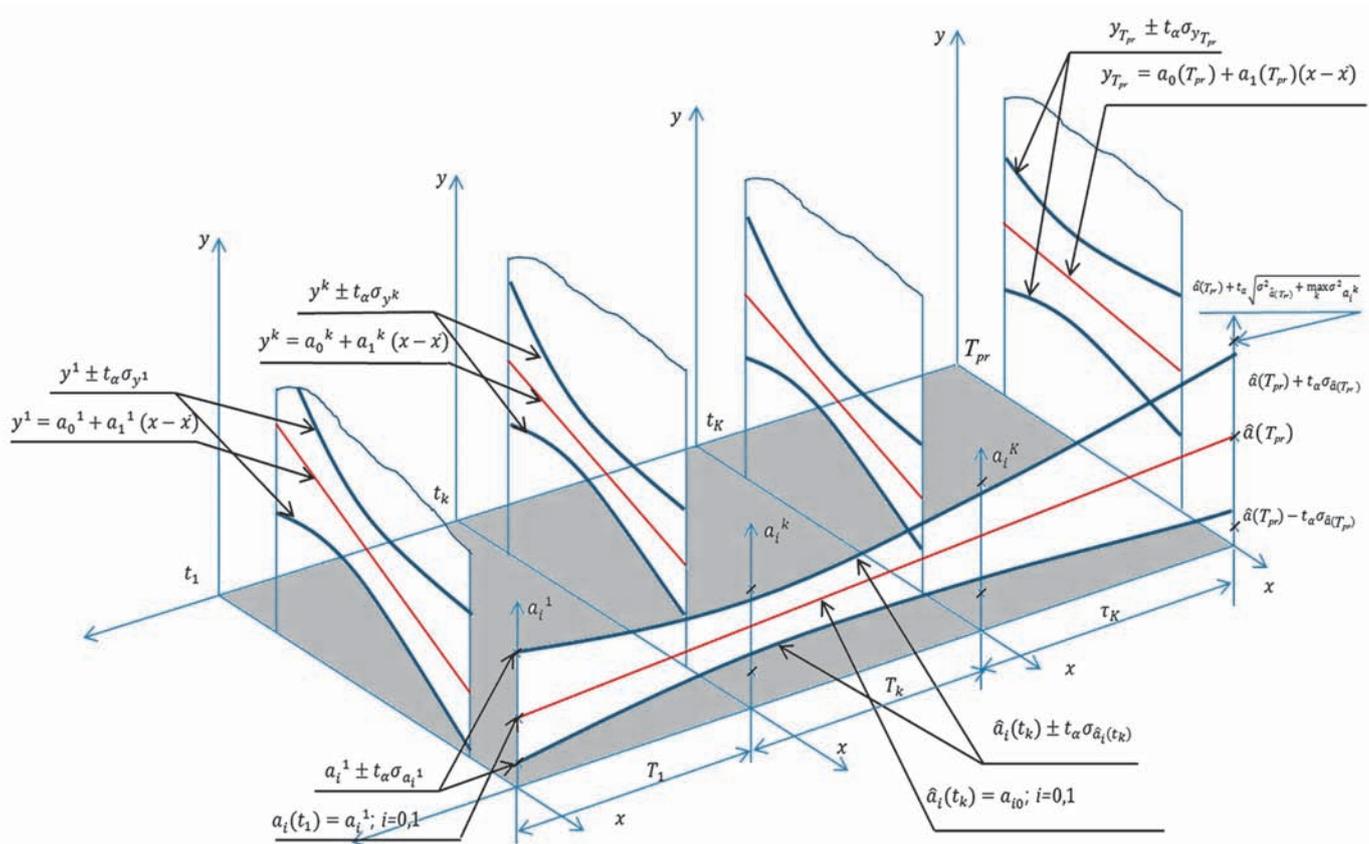


рисунок 1. Схема построения динамических статистических моделей

таблица 1 – Основные характеристики прототипов КА ДЗЗ (Kramer J., 1996; Sharing..., 2015; Observing..., 2015)

название прототипов	видимый диапазон частот	инфракрасный диапазон частот	срок активного существования, лет	стоимость, млн. долл.	масса, кг	год запуска
GOES-5	1.25	5	6	102	660	1981
INSAT-1B	2.75	11	10	70	1152	1983
Meteosat-1G	2.25	5	2	67.5	696	1989
INSAT-2	2	8	12	–	1906	1992
GOES-2G	1	4(8)	7	220	2105	1994
Электро	1.25	6.25	–	–	2650	1994
FY-2A,B	1.44	5.76	1.6	–	1200	1997
INSAT-2E	2	8	12	53	2550	1999
MTSAT-1	–	–	–	102	2900	1999
INSAT-3B	2	8	12	83	2070	2000
Meteosat-2G	1	3	10	135	2040	2002
Kalpana-1	2	8	13	16	1055	2002
INSAT-3D	1	4	7.7	53	2060	2002
INSAT-3A	2	8	12	74	2950	2003
INSAT-3E	–	–	–	70	2750	2003
FY-2C	1.25	5	5	–	1380	2004
MTSAT-1R	1	2	5	–	2900	2005
GOES-2G модифицированный	1	4	5	481	3210	2006
FY-3A	1.1	–	15	900	2200	2008
COMS	1	4	7.5	296	2460	2010
Электро-Л № 1	1	4	10	–	1620	2011
Himawari-8	0.5	–	8	750	3500	2014
GOES-R	0.5	1	15	1000	2800	2015
Meteosat-3G	0.5	–	8.5	1400	3400	2019

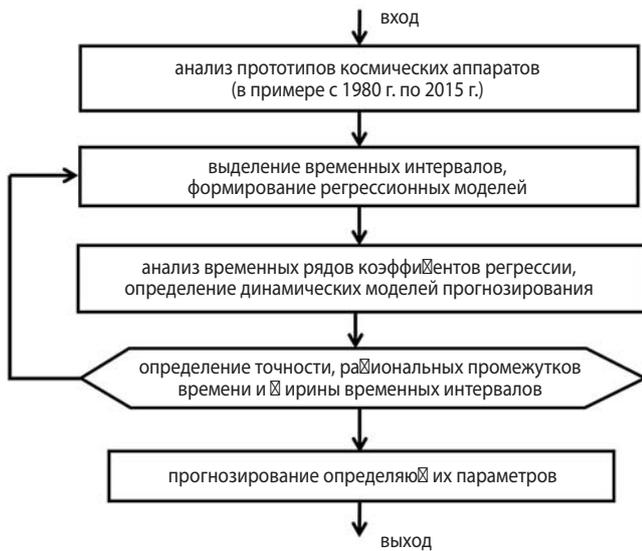
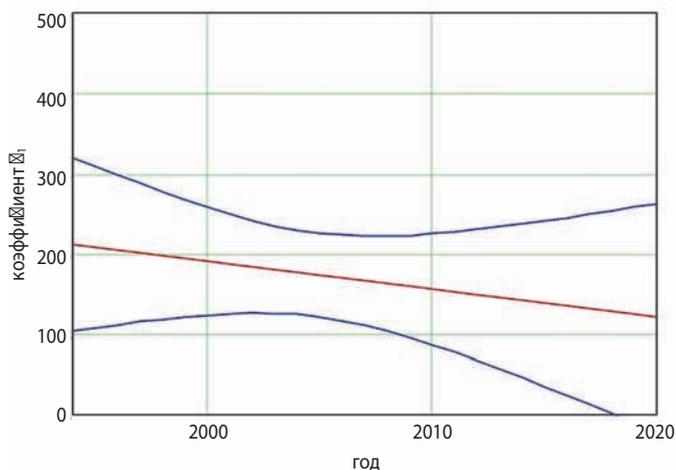


рисунок 2. Алгоритм формирования динамических статистических моделей

Ниже остановимся на особенностях решения задачи прогнозирования определяющих параметров с помощью динамических статистических моделей.

2. Прогнозирование характеристик космических средств мониторинга природной среды на основе опытных данных с помощью динамических статистических моделей

Будем использовать данные по прототипам. В основном это данные по метеорологическим космическим аппаратам, работающим на геостационарной орбите. Основные характеристики модуля целевой аппаратуры (МЦА) известных прототипов космических аппаратов дистанционного зондирования Земли (КА ДЗЗ) представлены в таблице 1.



Используя опытные данные, сформируем математические модели для определения массы целевой аппаратуры и затрат на реализацию проекта КА наблюдения в зависимости в первом случае от пространственных разрешений целевой аппаратуры в видимом диапазоне и во втором случае от массы КА и времени реализации техники (Аунг Зо Мин, Матвеев Ю.А., 2011).

Соответствующие математические модели для прогнозных исследований запишем в виде

$$m_{\text{ЦА}} = f_1\left(\frac{R}{H}, t\right) = a_0(t) + a_1(t) \cdot \left(\frac{R}{H} - \frac{\bar{R}}{H}\right);$$

$$C_{\Sigma} = f_2(m_{\text{КА}}, t) = a_3(t) + a_4(t) \cdot (m_{\text{КА}} - \bar{m}_{\text{КА}}).$$

Приведём результаты исследований.

1. Математическая модель для определения массы модуля целевой аппаратуры в зависимости от относительного разрешения и времени реализации проекта.

На основе опытных данных (см. таблицу 1) проводились расчёты в соответствии с алгоритмом рисунка 2. Проведён анализ статистической информации, и определены (заданы) k -е временные интервалы. С помощью приёмов регрессионного анализа построены соответствующие зависимости $m_{\text{ЦА}} = f_1\left(\frac{R}{H}\right)$ на k -х временных интервалах и функции изменения определяющих параметров (коэффициентов $a_0(t)$, $a_1(t)$). В результате получена динамическая статистическая модель для определения массы целевой аппаратуры КА наблюдения в виде

$$m_{\text{ЦА}}\left(\frac{R}{H}, t\right) = 7.208 \cdot 10^3 - 3.508 \cdot t + \left(2.452 \cdot 10^8 - 1.215 \cdot 10^5 \cdot t\right) \cdot \left(\frac{R}{H} - \frac{\bar{R}}{H}\right). \quad (1)$$

Здесь $a_0(t) = 7.208 \cdot 10^3 - 3.508 \cdot t$;

$$a_1(t) = 2.452 \cdot 10^8 - 1.215 \cdot 10^5 \cdot t;$$

$$\frac{\bar{R}}{H} = 3.586 \cdot 10^{-5} \text{ — среднее значение пространственного разрешения.}$$

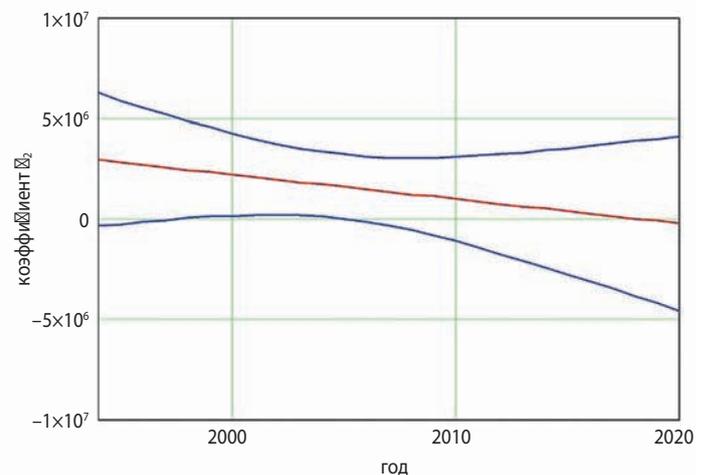


рисунок 3. Зависимость коэффициентов a_0 , a_1 от времени для определения массы целевой аппаратуры к моменту прогноза

На рисунке 3 приведены графики зависимости коэффициентов a_0, a_1 от времени реализации проекта, а также кривые возможных отклонений из-за стохастического характера моделей (Матвеев Ю.А., 1975).

Полученные зависимости (и графики) используются для оценки значения массы целевой аппаратуры перспективных КА моменту прогноза. Так, при прогнозе характеристик перспективных КА наблюдения (массы целевой аппаратуры) к $t=2020$ г. имеем $a_0(t)=120.813, a_1(t)=2.106 \cdot 10^5$.

Соответствующая динамическая статистическая модель (1) в таком случае примет вид

$$m_{\text{ЦА}}\left(\frac{R}{H}, t\right) = 120.813 - 2.106 \cdot 10^5 \cdot \left(\frac{R}{H} - \frac{\bar{R}}{H}\right).$$

Зависимость $m_{\text{ЦА}}\left(\frac{R}{H}, t\right)$ для определения массы МЦА к моменту прогноза $t=2020$ приведена на рисунке 4. На рисунке также показана кривая возможных отклонений массы целевой аппаратуры из-за стохастического характера модели.

2. Математическая модель для определения затрат на реализацию проекта КА наблюдения в зависимости от массы КА и времени реализации техники (Матвеев Ю.А. и др. Метод..., 2015).

В данном случае получим математическую модель для определения затрат на реализацию проекта КА и рассмотрим влияние количества временных интервалов, на которые разбивают время предыстории (рисунок 1), на точность прогноза.

Для выбора рациональной ширины временного интервала, при которой точность прогноза затрат будет наибольшая, используется следующая зависимость (Матвеев Ю.А., 1992; Матвеев Ю.А., 1975):

$$T_{\text{opt}} = \frac{T_{\text{pred}} \cdot \sqrt{\frac{\sigma_{a0} \left(1 + \frac{T_{\text{pr}} - T_{\text{aver}}}{\sigma_t}\right) \cdot \sigma_y \cdot N_{\text{inter}}}{T_{\text{pred}}} - \sigma_y}}{\frac{\sigma_{a0} \left(1 + \frac{(T_{\text{pr}} - T_{\text{aver}})^2}{\sigma_t}\right) \cdot N_{\text{inter}}}{T_{\text{pred}}} - \sigma_y},$$

где $N_{\text{inter}} = \left(\frac{T_{\text{pred}} - T}{\Delta T}\right) + 1;$

$$\sigma_{a0} = \frac{\sum(a_0^k - \hat{a}_0^k)^2}{K}; \sigma_y = \frac{\sum a_{y_k}^2}{K}; \sigma_t = \frac{\sum(t_i - \bar{t})^2}{K};$$

N_{inter} – количество временных интервалов.

Если $T_{\text{pred}}=38$ лет, $\Delta T=5$ лет, $T_{\text{pr}}=2025$ г., тогда $T_{\text{opt}}=10.5$ лет.

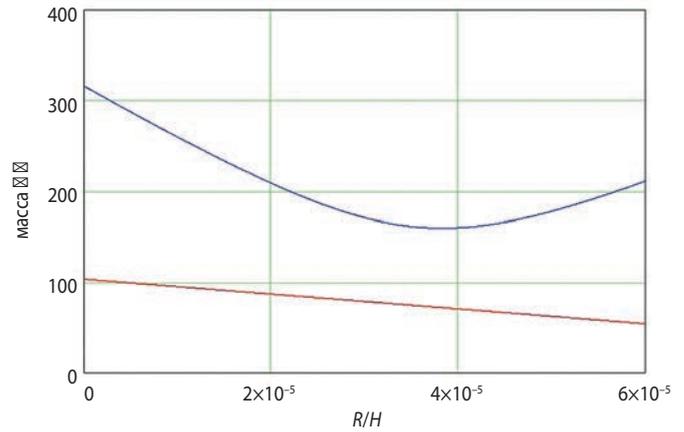


рисунок 4. Зависимость массы ЦА от $\frac{R}{H}$ в случае прогнозирования к моменту $T_{pr}=2025$ г.

Проведены расчёты в соответствии с алгоритмом формирования динамических статистических моделей (рисунок 2). В расчётах приняты значения: $T=10$ лет – ширина временных интервалов, $N_{\text{inter}}=6.6 \approx 7$ смещение интервалов – 5 лет.

Получена статистическая динамическая модель для определения затрат на реализацию проекта КА наблюдения в зависимости от массы КА и времени реализации техники

$$C_{\Sigma}(m_{\text{КА}}, t) = a_3(t) + a_4(t)(m_{\text{КА}} - \bar{m}_{\text{КА}}),$$

$$\text{где } a_3(t) = -1.251 \cdot 10^4 + 6.301 \cdot t;$$

$$a_4(t) = -14.512 + 7.279 \cdot 10^{-3} \cdot t;$$

$$\bar{m}_{\text{КА}} = 2268.63 \text{ – среднее значение массы КА.}$$

На рисунках 5 и 6 приведены зависимости коэффициентов a_3, a_4 от времени прогноза и зависимость стоимости КА от массы аппарата в случае прогноза затрат к моменту $T_{pr}=2025$ г. $C_{\Sigma}=f_2(m_{\text{КА}}, T_{pr})$. На рисунках представлены также кривые возможных отклонений соответствующих показателей из-за стохастического характера зависимостей.

Используя полученные результаты, можно оценить влияние требования к пространственному разрешению ЦА перспективных КА наблюдения на высокой орбите на массовые характеристики КА и затраты на реализацию проекта к моменту прогноза (см. таблицу 2). Расчёты показывают, что при заданном пространственном разрешении масса целевой аппаратуры перспективных КА будет снижаться, одновременно затраты на реализацию проекта будут расти. Прогнозные оценки к моменту $T_{pr}=2020$ г. массы целевой аппаратуры (при $R/H=1.401 \cdot 10^{-5}$) и затрат на проект (при $M_{\text{КА}}=2500$ кг) имеют соответственно значения 117.86 кг и 259.99 млн. долл., а в случае прогноза к моменту $T_{pr}=2025$ г. – 91.813 кг и 299.91 млн. долл. Эти особенности необходимо учитывать при определении технических заданий на проект.

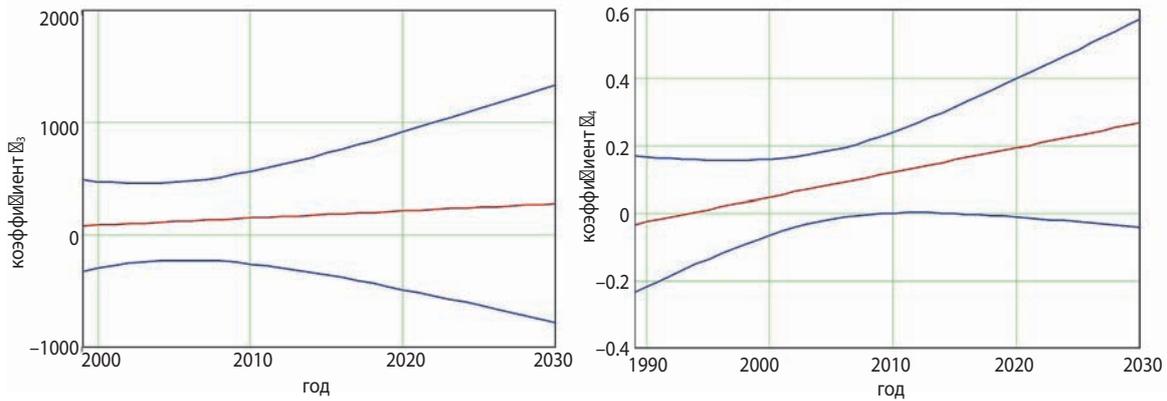


рисунок 5. Зависимость коэффициентов a_3 , a_4 от времени прогноза

таблица 2 – Регрессионные модели и оценки массовых характеристик и стоимостей перспективных космических аппаратов мониторинга к моменту реализации проекта

	к моменту реализации проекта T_{pr} , год	
	2020	2025
модели $m_{ЦА}(\frac{R}{H}, t)$	$7.208 \cdot 10^3 - 3.508 \cdot t + (2.452 \cdot 10^8 - 1.215 \cdot 10^5 \cdot t) \cdot (\frac{R}{H} - \frac{\bar{R}}{H})$	
модели $C_{\Sigma}(m_{КА}, t)$	$-1.251 \cdot 10^4 + 6.301 \cdot t + (-14.512 + 7.279 \cdot 10^{-3} \cdot t) \cdot (m_{КА} - \bar{m}_{КА})$	
масса МЦА, кг (при $R/H=1.401 \cdot 10^{-5}$)	117.86	91.813
C_{Σ} , млн. долл. (при $M_{КА}=2500$ кг)	259.99	299.91

закключение

На основе опытных данных получены динамические статистические модели (проектные зависимости) для прогнозирования массы ЦА от величины пространственного разрешения и затрат на реализацию проекта от массы КА.

Такие модели позволяют оценить значения массы ЦА и затрат на проект при заданном (требуемом) пространственном разрешении перспективной разработки в случае реализации проекта к определённому моменту времени. Одновременно применение моделей позволит исследовать изменение таких характеристик перспективных КА наблюдения, как масса ЦА и затраты на реализацию проекта при увеличении срока прогноза.

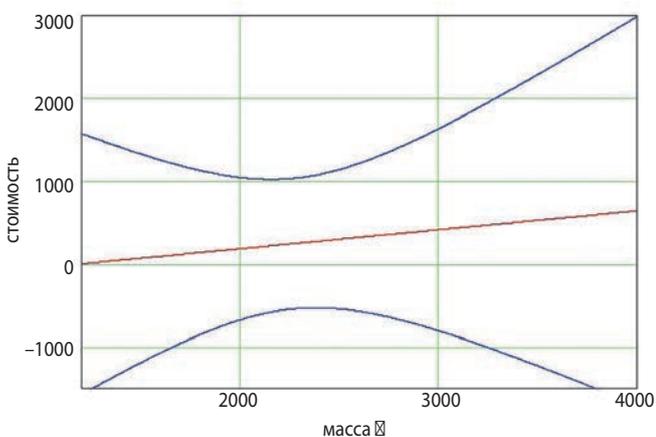


рисунок 6. Зависимость стоимости космического аппарата от массы КА для прогноза затрат на реализацию проекта к моменту прогноза 2025 г.

список литературы

- Матвеев Ю.А. Методы исследования модификаций при разработке ЛА. М.: Изд-во МАИ, 1992. 61 с.
- Матвеев Ю.А. Разработка метода прогнозирования оптимальной программы развития и требований к надёжности перспективной системы однотипных ЛА: дис. ... канд. техн. наук. М., 1975. 200 с.
- Матвеев Ю.А., Ламзин В.А., Ламзин В.В. Исследование влияния надёжности модификаций космических аппаратов на программу развития космической систем // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2015. № 1. С. 41-47.
- Матвеев Ю.А., Ламзин В.А., Ламзин В.В. Метод прогнозных исследований эффективности модификаций КА при комплексной замене подсистем // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2015. № 4. С. 53-59.
- Матвеев Ю.А., Ламзин В.В. Космические системы дистанционного зондирования Земли: состояние и перспективы развития // Полёт. 2007. № 5. С. 31-37.
- Аунг Зо Мин, Матвеев Ю.А. Методика прогнозирования характеристик перспективной технической системы регионального мониторинга: 46-е научные чтения памяти К.Э. Циолковского. Калуга, 2011. С. 243.
- Kramer J. Observation of the Earth and its environment. Berlin: Springer, 1996. 961 p.
- Sharing Earth Observation Resources. URL: <https://directory.eoportal.org/> (дата обращения: 18.10.2015).
- Observing Systems Capability Analysis and Review Tool. URL: <http://www.wmo-sat.info/oscar/satellites/> (дата обращения: 20.10.2015).

Статья поступила в редакцию 16.06.2016 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 и формулы необходимо в **MS Word 2010**, используя стандартные шрифты **Times New Roman**, размер – **14**, интервал – **полтора**. Поля со всех сторон – **25 мм**.
 8. Формулы набираются латинским алфавитом, размер шрифта 14. 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 16.11.2016. формат 60×84/8.

бумага офсетная. печать офсетная. объём 16,0 печ. л. тираж 300 экз. цена свободная

отпечатано с готового оригинал-макета в типографии ООО «Трек принт»
Новокуркинское шоссе, д. 39, пом. 1, ком. 71, г. Москва, 125466

НАУЧНЫЕ ПРИБОРЫ, УСТАНОВЛЕННЫЕ НА КОСМИЧЕСКОЙ СТАНЦИИ **ЛУНА-25**



ТЕРМО-Л

ГЕОХИ РАН

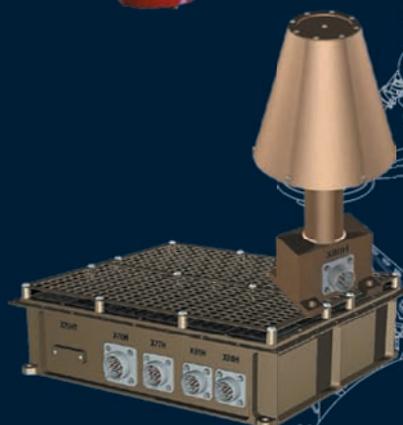
контактные измерения
теплофизических характеристик
реголита Луны



ЛИНА-ЭКСАН

ИКФ, Швеция

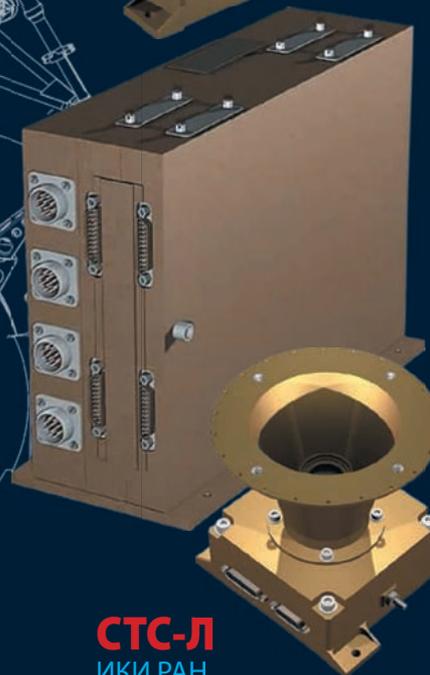
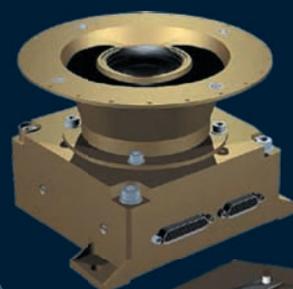
изучение плазмы и нейтралов
лунной экзосферы



ПмЛ

ИКИ РАН

исследование физических
характеристик локальных
электрических полей лунной пылевой
экзосферы и поверхностного реголита,
рассеиваемого под действием
микрометеоритных воздействий



СТС-Л

ИКИ РАН

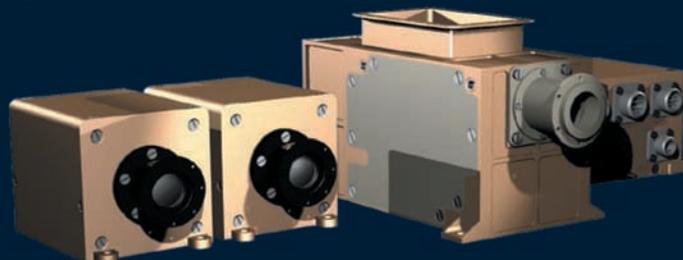
ТВ-съемка Луны во время посадки,
ТВ-съемка панорам окрестностей
и зоны работы манипулятора ЛМК



Пилот-Д

Эйрбас и ЕКА

ТВ-съемка Луны на
предпосадочной орбите
для отработки технологии
высокоточной посадки
будущих лунных КА



ЛИС-ТВ-РПМ

ИКИ РАН

дистанционное изучение в инфракрасном диапазоне
минералогического состава поверхностного слоя реголита
и содержания в нем воды методами инфракрасной спектроскопии
и оптическими методами. ТВ-съемка рабочего поля ЛМК

В 2017 году исполняется 80 лет научно-производственному объединению имени Семена Алексеевича Лавочкина. Предприятие было организовано как авиационное для создания истребителей серии ЛАГГ и ЛА. Далее — реактивная авиация, первые межконтинентальная крылатая ракета «Буря» и управляемые зенитные ракеты. С 1965 года — создание автоматических космических комплексов для фундаментальных научных исследований. Межпланетные станции предприятия впервые совершили посадку на Луну, Венеру, Марс, сфотографировали ядро кометы Галлея с близкого расстояния и завоевали немало других научных достижений по исследованию Вселенной и Солнечной системы, благодаря которым мы известны во всем мире. Разработка инновационных космических проектов успешно развивается. История предприятия показывает, что оно разрабатывает и реализует инновационные проекты под девизом «впервые в стране, впервые в мире».

НАУЧНЫЕ ПРИБОРЫ, УСТАНОВЛЕННЫЕ НА КОСМИЧЕСКОЙ СТАНЦИИ ЛУНА-25

АДРОН-ЛР

ИКИ РАН

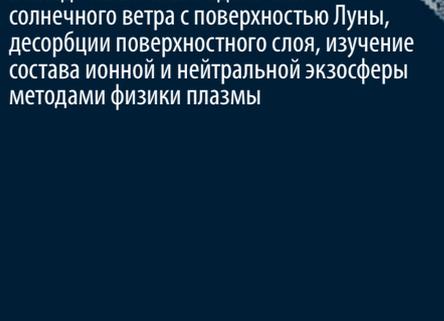
изучение элементного состава и содержания водородсодержащих летучих соединений в реголите методами нейтронной и гамма-спектроскопии



АРИЕС-Л

ИКИ РАН

исследование взаимодействия солнечного ветра с поверхностью Луны, десорбции поверхностного слоя, изучение состава ионной и нейтральной экзосферы методами физики плазмы



БУНИ

ИКИ РАН

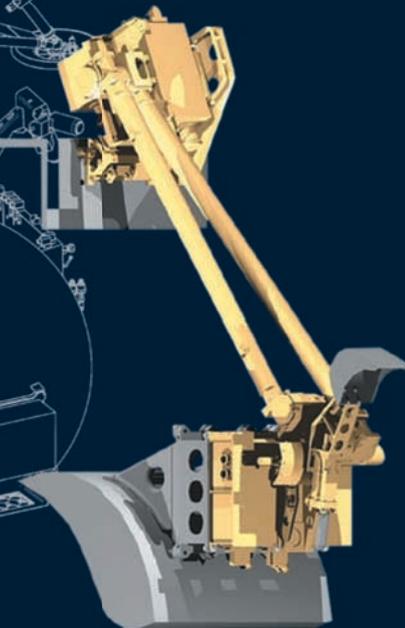
коммутация электропитания научных приборов получаемого от системы электропитания КА, управление научной аппаратурой, сбор, хранение и передача телеметрической и научной информации в бортовые системы КА



ЛАЗМА-ЛР

ИКИ РАН

прямые измерения химического и изотопного состава образцов реголита, доставляемых манипулятором ЛМК, методом лазерной масс-спектрометрии



ЛМК

ИКИ РАН

доставка образцов реголита в прибор ЛАЗМА-ЛР, изучение механических свойств реголита, наведение ЛИС-ТВ-РПМ