



**30 ЛЕТ ЗАПУСКА КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ВЕНЕРА-15 И ВЕНЕРА-16**

**ВПЕРВЫЕ ОСУЩЕСТВЛЕНО РАДИОЛОКАЦИОННОЕ КАРТОГРАФИРОВАНИЕ  
СЕВЕРНОГО ПОЛУШАРИЯ И ПРОФИЛЯ ПОВЕРХНОСТИ ВЕНЕРЫ  
С ОРБИТЫ ЕЁ ИСКУССТВЕННОГО СПУТНИКА**

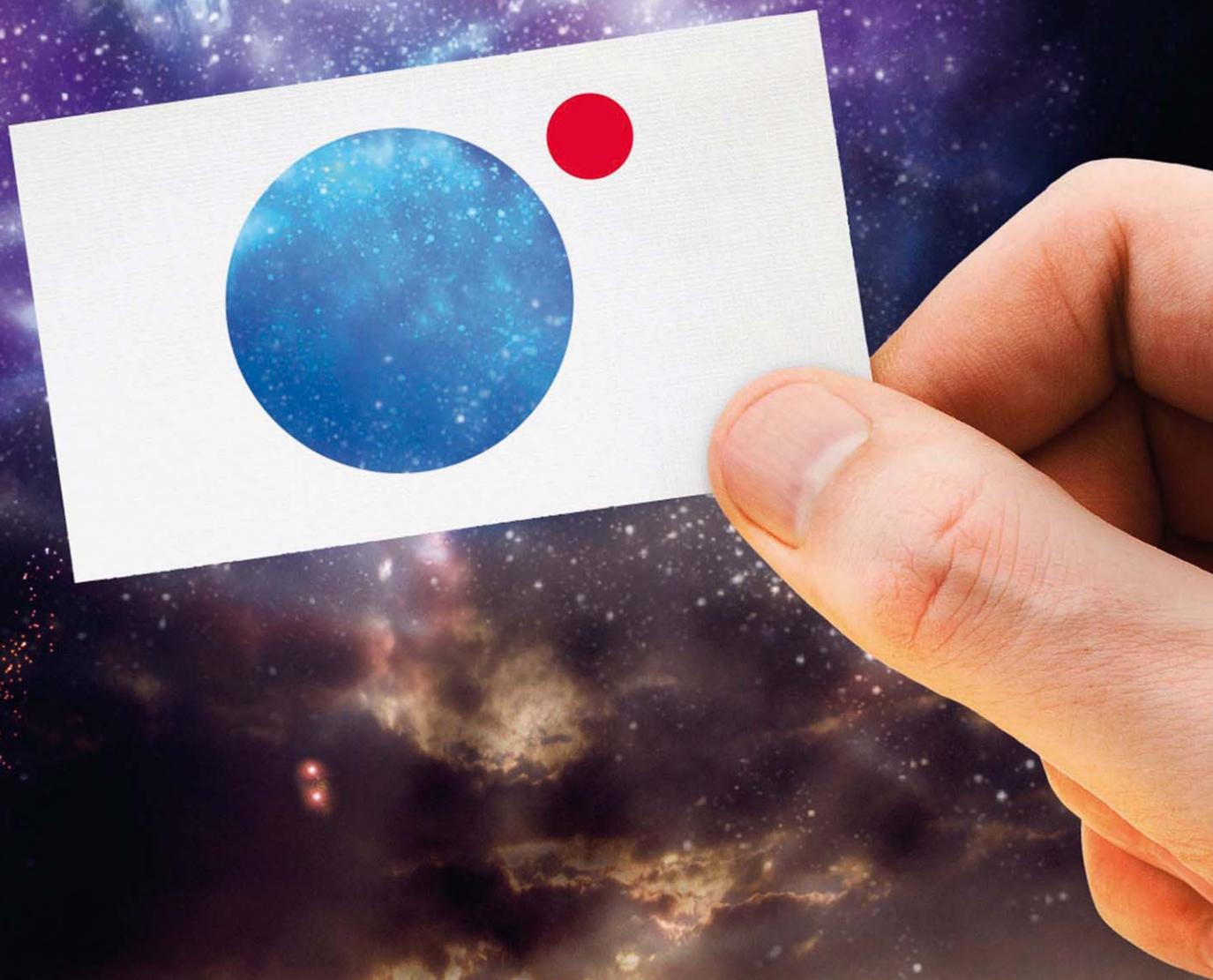
**ВЕНЕРА-15 ЗАПУЩЕНА С КОСМОДРОМА БАЙКОНУР РАКЕТОЙ-НОСИТЕЛЕМ ПРОТОН-К  
2 ИЮНЯ 1983 ГОДА**

**ВЕНЕРА-16 ЗАПУЩЕНА С КОСМОДРОМА БАЙКОНУР РАКЕТОЙ-НОСИТЕЛЕМ ПРОТОН-К  
7 ИЮНЯ 1983 ГОДА**

# СПУТНИК

СТРАХОВОЙ ЦЕНТР

Номер лицензии: С 3541 77



СТРАХОВАНИЕ КОСМИЧЕСКОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ

 +7 495 787 25 25

## с о д е р ж а н и е

**Молодцов В.А.**  
Картографирование Венеры. 30 лет со дня запуска автоматических станций «Венера-15» и «Венера-16».....3

**Парцевский Н.С., Шмагин В.Е., Бодров В.К., Дмитриев Д.В.**  
Бортовой комплекс управления для лунного малого космического аппарата.....10

**Шматов С.И., Мордвинкин А.С.**  
Комплексный расчет аэродинамического и радиационного силового воздействия на космические летательные аппараты.....13

**Гончаров К.А., Кочетков А.Ю., Панин Ю.В., Антонов В.А., Кайя Т.**  
Анализ циркуляции теплоносителя в артериальной тепловой трубе .....20

**Каминский В.В., Володин Н.М., Соловьёв С.М., Мишин Ю.Н., Шаренкова Н.В.**  
Вакуумные технологии изготовления тонкопленочных тензорезисторов на основе сульфида самария для авиакосмических аппаратов .....26

**Горячев А.В., Смотряев С.А., Вернигора Л.В., Сысоев В.К.**  
Особенности конструкции световых маяков для лунных посадочных станций .....31

**Иванов Н.Н., Иванов А.Н.**  
Датчик для пространственной регистрации и измерения параметров частиц в ближнем и дальнем Космосе. Экспериментальное исследование характеристик SiO<sub>2</sub>-аэрогеля.....35

**Павлова А.Н., Власенков Е.В., Потехин С.Г., Комбаев Т.Ш.**  
Решение задачи навигации и ориентации микрокосмического аппарата по данным о магнитном поле Земли с использованием фильтра Калмана .....41

**Ананьев А.И., Чугунова Г.А.**  
Разработка новой системы покрытия на основе токопроводящих материалов для обеспечения работоспособности космических аппаратов «Электро-Л» и «Спектр-Р».....46

**Дилендик Е.М.**  
Исследование задачи обеспечения допустимого температурного режима стыковочных агрегатов многоразовых космических кораблей при спуске с орбиты .....52

**Назаров А.Е.**  
Обеспечение динамической устойчивости орбитальной структуры космической системы «Арктика-М».....58

### 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 ФГУП «НПО им. С.А. ЛАВОЧКИНА» обязательна
- плата с аспирантов за публикацию статей не взимается
- статьи журнала и требования к оформлению представленных авторами рукописей приведены на сайте журнала: <http://www.laspace.ru/vestnik/>
- 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) 573 23 61, (495) 575 54 69  
факс: (495) 573 35 95, (495) 572 00 68  
адрес электронной почты: VESTNIK@LASPACE.RU  
адрес в интернете: <http://WWW.LASPACE.RU/VESTNIK/>

главный редактор –  
д.т.н., профессор

**К.М. Пичхадзе**

заместитель главного редактора –  
д.т.н., профессор

**В.В. Ефанов**

### редакционная коллегия

к.т.н. **П.А. Грешилов**

**В.М. Давыдов**

д.т.н. **К.А. Занин**

к.э.н. **Х.Ж. Карчаев**

к.т.н. **М.Б. Мартынов**

к.т.н. **А.А. Мошнеев**

д.т.н. **А.Е. Назаров**

к.э.н. **В.М. Романов**

**А.В. Савченко**

**С.Н. Солодовников**

### редакционный совет

председатель –

д.т.н. **В.В. Хартов**

чл.-корр. РАН

**О.М. Алифанов**

д.ф.-м.н.

**В.В. Асмус**

академик РАН

**А.А. Боярчук**

д.т.н. **Б.И. Глазов**

академик РАН

**Л.М. Зеленый**

д.т.н. **А.А. Любомудров**

академик РАН

**М.Я. Маров**

д.т.н. **Ю.А. Матвеев**

д.т.н. **В.Ю. Мелешко**

д.т.н. **Г.М. Полищук**

академик РАН

**Г.А. Попов**

д.т.н. **В.Е. Усачев**

д.т.н. **В.С. Финченко**

д.т.н. **Е.Н. Хохлачев**

чл.-корр. РАН

**Б.М. Шустов**

### журнал является рецензируемым изданием

### у ч р е д и т е л ь

ФГУП «НПО им. С.А. ЛАВОЧКИНА»  
журнал зарегистрирован в Федеральной  
службе по надзору в сфере связи  
и массовых коммуникаций.  
свидетельство ПИ № ФС77-35385  
от 18 февраля 2009 г.

ISSN 2075-6941

13002



9 772075 694002 >

chief editor –

d.eng., professor

**K.M. Pichkhadze**

deputy chief editor –

d.eng., professor

**V.V. Efanov**

**editorial board**

c.sc. (ec.) **P.A. Greshilov**

**V.M. Davidov**

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**

c.sc. (ec.) **V.M. Romanov**

**A.V. Savchenko**

**S.N. Solodovnikov**

**editorial council**

chairman –

d.eng. **V.V. Khartov**

corresponding member RAN

**O.M. Alifanov**

doctor of physical and mathematical sciences

**V.V. Asmus**

academician RAN

**A.A. Boyarchuk**

d.eng. **B.I. Glazov**

academician RAN

**L.M. Zelenyi**

d.eng. **A.A. Lyubomudrov**

academician RAN

**M.Y. Marov**

d.eng. **Y.A. Matveev**

d.eng. **V.Y. Meleshko**

d.eng. **G.M. Polishchuk**

academician RAN

**G.A. Popov**

d.eng. **V.E. Usachev**

d.eng. **V.S. Finchenko**

d.eng. **E.N. Khokhlachev**

corresponding member RAN

**B.M. Shustov**

**the journal is  
a reviewed publication**

**f o u n d e r**

FSUE «LAVOCHKIN ASSOCIATION»  
the journal is registered in  
Federal Service for telecommunications  
and mass media oversight.  
certificate ПИ № ФС77-35385  
dated february 18, 2009

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

**Molodtsov V.A.**

Venus surface mapping. On the occasion of the 30th anniversary of the launch of «Venera-15» and «Venera-16» automatic stations.....3

**Partsevskiy N.S., Shmagin V.E., Bodrov V.K., Dmitriev D.V.**

On-board control complex for lunar small spacecraft.....10

**Shmatov S.I., Mordvinkin A.S.**

Joint computation of the aerodynamic and radiation force effects on space crafts .....13

**Goncharov K.A., Kochetkov A.Y., Panin Y.V., Antonov V.A., Kaya T.**

Analysis of fluid circulation in a artery heat pipe .....20

**Kaminski V.V., Volodin N.M., Solovyev S.M.,**

**Mishin Ju.N., Sharenkova N.V.**

Vacuum technologies of thin-film resistive-strain sensors production based on samarium sulfide for aerospacecraft .....26

**Goryachev A.V., Smotryaev S.A., Vernigora L.V., Sysoev V.K.**

Features of light beacons design for lunar landing stations .....31

**Ivanov N.N., Ivanov A.N.**

Sensor for dimensional registration and measure of particle parameters in near and deep space. Experimental investigation of SiO<sub>2</sub>-aerogel characteristics .....35

**Pavlova A.N., Vlasenkov E.V., Potekhin S.G., Kombaev T.S.**

Task solution of microsatellite navigation and attitude by data about the Earth's magnetic with Kalman filter use.....41

**Ananyev A.I., Chugunova G.A.**

Development of a new coating system based on conductive materials for providing of «Electro-L» and «Spektr-R» SC operational capability .....46

**Dilendik Je.M.**

Investigation of the object to ensure the acceptable temperature condition for docking assemblies of reusable SC during descent from orbit .....52

**Nazarov A.E.**

Dynamic stabilization of orbital composition of Arktika-M space system.....58

**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 FSUE «LAVOCHKIN ASSOCIATION»
- post-graduates have not to pay for the publication of articles
- magazine articles and features required of author manuscript design are available at Internet Site <http://www.laspacespace.ru/vestnik/>
- subscription index 37156 in catalogue «GAZETY I JOURNALY» (ROSPECHAT)  
© FSUE «Lavochnik Association»  
© article writers

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

editorial office address:

141400 Moscow region, Khimki, Leningradskaya str., 24

phone: (495) 573 23 61, (495) 575 54 69

fax: (495) 573 35 95, (495) 572 00 68

e-mail: [VESTNIK@LSPACE.RU](mailto:VESTNIK@LSPACE.RU)

internet: <http://WWW.LSPACE.RU/VESTNIK/>

## КАРТОГРАФИРОВАНИЕ ВЕНЕРЫ. 30 ЛЕТ СО ДНЯ ЗАПУСКА АВТОМАТИЧЕСКИХ СТАНЦИЙ «ВЕНЕРА-15» И «ВЕНЕРА-16»



**В.А. Молодцов,**  
ФГУП «НПО  
им. С.А. Лавочкина»,  
Россия, Московская  
область, г. Химки,  
molodsov@mail.ru;  
**V.A. Molodtsov**

*В статье рассказывается об истории создания автоматических межпланетных станций «Венера-15, -16» и получении первой карты северного полушария Венеры.*

*Ключевые слова: автоматическая межпланетная станция; радиолокатор бокового обзора; картографирование поверхности планеты; управление полетом; космический аппарат; центр дальней космической связи; наземный комплекс управления (НКУ).*

В июне этого года исполняется 30 лет со дня запуска автоматических межпланетных станций «Венера-15» и «Венера-16». Их полет стал не просто очередным этапом в изучении ближайшей к нам планеты Солнечной системы – Венеры, но и решением впервые в мире принципиально новой задачи – картографирования ее поверхности.

Еще в 1761 году русский ученый М.В. Ломоносов открыл наличие у Венеры атмосферы. Однако дальнейшее изучение планеты с помощью только наземных средств оказалось невозможным из-за сплошного облачного покрова Венеры. Неслучайно на первых АМС, направлявшихся к Венере, как советских, так и американских, отсутствовала аппаратура для съемки планеты с пролетной траектории.

Впрочем, если облака являются непреодолимым препятствием для оптического диапазона электромагнитного излучения, то радиоволны проникают через них практически беспрепятственно. Поэтому в 1975-1977 гг. была проведена локация поверхности Венеры с использованием гигантского радиотелескопа в радиоастрономической обсерватории в Аресибо (Пуэрто-Рико). При использовании антенны с неподвижным зеркалом сферической формы диаметром 300 м и передатчика мощностью 450 кВт на длине волны 13 см было достигнуто пространственное разрешение 10-20 км. На полученных изображениях в северном полушарии Венеры видны гигантское Плато Лакшми, массив Гор

## VENUS SURFACE MAPPING. ON THE OCCASION OF THE 30TH ANNIVERSARY OF THE LAUNCH OF «VENERA-15» AND «VENERA-16» AUTOMATIC STATIONS

*The article is devoted to the history of development of «Venera-15» and «Venera-16» automatic interplanetary stations as well as mapping of Venus northern hemisphere.*

*Keywords: automatic interplanetary station; side-looking radar; mapping of planetary surface; flight control; spacecraft; deep-space communications centre; ground control complex.*

Максвелла, область Бета. В южном полушарии лежит Область Альфа, от которой ведется отсчет меридианов на Венере.

Эти изображения относятся к тому полушарию, которым Венера обращена к Земле каждый раз в период нижнего соединения. Противоположным полушарием планета поворачивается к Земле спустя три месяца, когда расстояние между нею и Землей возрастает в три раза и мощность отраженных сигналов уменьшается почти в 100 раз. Полярные области Венеры вообще недоступны для наблюдений с Земли, поскольку ее ось вращения почти перпендикулярна плоскости земной орбиты.

Конечно, на таком расстоянии получить более высокое разрешение практически невозможно. Зато можно сократить это расстояние, установив радиолокатор на борт космического аппарата, предназначенного для изучения Венеры.

Первые эксперименты по радиокартированию были проведены в 1975 году с искусственных спутников «Венера-9» и «Венера-10», для чего использовался метод так называемой бистатической радиолокации. При этом через остронаправленную антенну (ОНА) аппарата излучался сигнал, который, отражаясь, от поверхности Венеры, принимался наземными антеннами. Так можно оценить перепады высот и степень шероховатости поверхности планеты в отдельных районах, но для картографирования такой способ не годится.

Более эффективный метод радиокартирования был использован на американском спутнике «Пионер-Венера-1», запущенном в 1978 году. Здесь уже радиолокация проводилась без участия наземных средств.

Космический аппарат сам излучал зондирующий сигнал, принимал отраженный, а результаты передавал на Землю. При этом для излучения и приема использовался небольшой радиовысотомер аппарата. Кроме того, КА стабилизировался вращением, делая один оборот за 12 секунд, что в итоге не позволило получить разрешение на местности лучше 30 км. Однако, в отличие от наземных наблюдений, съемкой оказалось охвачено 93% поверхности планеты, в том числе районы, расположенные у экватора на том полушарии Венеры, которые не видны с Земли в период максимального сближения.

Наилучшим способом радиокартирования Венеры стало бы использование специализированного радиолокатора бокового обзора (РЛБО). Установка РЛБО на искусственном спутнике, движущемся над поверхностью планеты, позволяет обеспечить высокий уровень отраженных сигналов, необходимый для получения изображений высокого качества. При этом создаются одинаковые условия наблюдения разных районов независимо от их расположения на глобусе Венеры. Идея эксперимента возникла в ИРЭ АН СССР осенью 1972 года. Непосредственно ее развивали Ю.Н. Александров, Г.М. Петров и О.Н. Ржига. В ноябре 1975 года О.Н. Ржига был принят президентом АН СССР академиком М.В. Келдышем. Вскоре после этого эксперимент по радиолокационному картографированию Венеры был включен в программу космических исследований.

Впервые идея создания спутника для радиокартирования Венеры сформулирована в декабре 1973 года в предложениях НПО им. С.А. Лавочкина по дальнейшему изучению Венеры.

17 ноября 1975 года вышло совместное решение Министерства общего машиностроения и АН СССР, посвященное программе исследования Венеры на период 1978-1980 гг. Оно же без изменений вошло в программу исследования космического пространства на 1975-1990 гг., утвержденную Постановлением ЦК КПСС и Совета министров СССР № 993-325 от 4 декабря 1975 г.

В развитие этого Постановления в конце 1975 года были выпущены «Предложения по исследованию планеты Венера в 1978-1980 гг.». В этом документе в качестве приложения были приведены и предложения по картографированию поверхности Венеры с помощью РЛБО. Поначалу планировалось проведение картографирования экваториальной зоны Венеры при пуске в 1980 году, т.е. КА должен был снять полосу вдоль экватора шириной 44°, а два КА с учетом перекрытия – ±41° от экватора. Разрешение на поверхности – 400-800 метров в зависимости от мощности передатчика РЛБО и пропускной способности радиолинии по передаче радиолокационной информации.

В свете поставленных задач нелегким оказался и выбор головного разработчика по созданию РЛБО. Среди возможных кандидатов числились Московский НИИ

приборостроения Министерства радиопромышленности (ныне ОАО «Концерн «Вега»»), НИИ приборостроения Министерства общего машиностроения (ныне ОАО «РКС»), ЦНИИ «Комета», НПО «ЭЛАС». Но все они отпали по тем или иным причинам. В результате за разработку РЛБО взялось ОКБ Московского энергетического института под руководством А.Ф. Богомолова.

Научное руководство экспериментом осуществлялось Институтом радиоэлектроники (ИРЭ АН СССР), который возглавлял первый вице-президент Академии наук Владимир Александрович Котельников. Этот же институт отвечал за разработку наземной системы обработки данных. Научным руководителем космического эксперимента по радиолокационному картографированию планеты Венера стал Олег Николаевич Ржига, также представлявший ИРЭ.

Для построения карты поверхности Венеры был выбран метод бокового обзора с синтезом искусственного раскрытия антенны, т.е. с синтезированной апертурой. Реализация метода требовала создания бортовой антенны достаточно больших размеров. Исходя из этих требований, в НПО им. С.А. Лавочкина была разработана антенна РЛБО с размерами 6×1,4 метра. Внешне антенна РЛБО напоминала арбузную корку. При выведении она была сложена, а после отделения от разгонного блока раскрывалась. Электрическая ось радиолокатора отклонена от местной вертикали на угол 10°. Именно при таком угле отклонения от вертикали радиолокатор обеспечивает съемку поверхности Венеры.

Помимо РЛБО, в состав полезной нагрузки вошел высотомер, предназначенный для измерения высотного рельефа Венеры с точностью ±50 метров и локальных характеристик отражения. Антенна высотомера представляла собой параболическое зеркало диаметром 1 метр. Ось антенны в ходе съемки была направлена в надир.

РЛБО вместе с высотомером составили основу бортовой комплексной радиотехнической системы (БКРС), при этом приемник и передатчик у них были общие. Они периодически подключались то к антенне РЛБО, то к антенне высотомера. Рабочая длина волны БКРС составляла 8 см, на которой атмосфера Венеры практически прозрачна.

В процессе съемки радиолокационная информация и информация с высотомера записывалась на магнитофоны аппаратуры долговременного запоминания (АДЗ) емкостью 100 Мбит. Емкости магнитофона было достаточно для проведения съемки в течение 16 минут.

Помимо этого в состав БКРС была включена аппаратура «Омега-В», представлявшая собой 4-канальный поляризационный радиометр с параболической антенной диаметром 1 метр, работающий в диапазоне от 10 до 20 см, который измерял интенсивность и поляризацию радиоизлучения поверхности Венеры.

Радиотелескоп «Омега» решал самостоятельные задачи, не связанные напрямую с картографированием:

- определение диэлектрической проницаемости грунта в локальных районах вдоль трассы полета;
- оценка плотности вещества поверхностного слоя планеты толщиной до нескольких метров;

- определение подповерхностной температуры и поиск термальных источников на поверхности Венеры.

В связи с тем, что в ходе эксперимента по радиолокации Венеры с помощью радиотелескопа в Аресибо остались неохваченными полярные области, было решено сделать именно их целью экспедиции. Точнее – одну из них, а именно – северную.

Для проведения картографирования была выбрана эллиптическая орбита с периодом 24 часа. Наклонение орбиты составляло 87,5 градусов, а высота перицентра 1000 км, при этом перицентр орбиты располагался над 62-м градусом северной широты планеты. Такая орбита обеспечивала проведение картографирования северного полушария Венеры вплоть до 30° с.ш. Она же обеспечивала сброс на Землю записанной во время съемки информации и заряд аккумулятора батареи.

Выбранная орбита вместе с параметрами РЛБО позволяли получить с высоты 1000-2000 км разрешение на поверхности 1-2 км.

АМС для радиокартографирования Венеры были созданы на базе орбитальных (пролетных) аппаратов успешно выполнивших свои задачи автоматических станций «Венера-9» – «Венера-14» (*Автоматические космические аппараты для фундаментальных и прикладных научных исследований*, 2010). В то же время для обеспечения выхода на орбиту ИСВ и осуществления коррекций для поддержания параметров орбиты в заданных пределах необходимо было увеличить запасы топлива. С этой целью блок баков КА был увеличен по длине на 1 метр. Кроме того, для перелета к Венере была выбрана схема второго полувитка, которая удлиняла путь, но в то же время сэкономила топливо и позволяла вывести на орбиту ИСВ большую массу.

В верхней части станции вместо спускаемого аппарата был установлен торовой герметический приборный контейнер с аппаратурой БКРС и автономной системой терморегулирования. Непосредственно на дополнительном приборном отсеке были установлены антенны РЛБО и радиовысотомера, а также антенна аппаратуры «Омега-В».

Поскольку любой радиолокатор имеет повышенное электропотребление, то на КА была увеличена на 70% (до 7 м<sup>2</sup>) площадь панелей солнечной батареи. Это было сделано за счет дополнительных панелей площадью 2,3 м<sup>2</sup>.

Определенные изменения потребовалось внести и в служебные бортовые системы. В частности, с целью проведения съемки в режиме планетоцентрической ориентации (программного склонения) было доработано программное обеспечение БЦВМ С530 системы автономного управления. Одновременно для проведения ежедневных съемок поверхности Венеры в режиме программного склонения запас азота в системе исполнительных органов системы ориентации был увеличен с 36 кг до 114,2 кг за счет установки 5 дополнительных шаробаллонов с азотом.

Значительно больших доработок потребовал радиокомплекс, созданный в НИИ приборостроения. Это было связано с двумя обстоятельствами. Во-первых, для задания сеансов съемки требовалось заложить на

борт большой объем командно-программной информации (КПИ). Во-вторых, записанную в ходе съемки информацию необходимо было до начала следующей съемки воспроизвести в полном объеме. Первая проблема была решена вводом новых устройств выделения команд, в результате чего скорость передачи КПИ увеличилась в 15 раз (через остронаправленную антенну).

Для решения второй проблемы в НИИ приборостроения была разработана новая радиолиния сантиметрового диапазона. Основу ее составил передатчик непрерывного излучения, работающий на длине волны 5 см, который заменил собой импульсный передатчик. При использовании наземной антенны П2500 с диаметром зеркала 70 метров и радиотехнического комплекса «Квант-Д» обеспечивалась скорость передачи информации 100 кбит/с. Передача информации с такой скоростью обеспечивалась также двухпозиционной параболической антенной диаметром 2,6 метра. Установка на борт КА еще одного передатчика непрерывного излучения позволяла проводить двухчастотное радиопросвечивание ионосферы Венеры и околосолнечной плазмы.

Схема экспедиции предусматривала перелет и работу на орбите искусственного спутника Венеры (ИСВ). После торможения и формирования рабочей орбиты начинался этап радиокартографирования Венеры. При этом собственно съемка начиналась на подлете к северному полюсу Венеры примерно на 60-м градусе северной широты и после прохождения полюса заканчивалась на 40-м градусе северной широты. Общая длина снимаемой полосы должна была составить ~9000 км, а ширина полосы 70-100 км. За четыре месяца (половина венерианского года) должно было быть отснято 12% поверхности северного полушария Венеры.

Если рассматривать в целом, то к основным задачам, которые должен был решать КА, относились:

- радиокартирование поверхности Венеры с помощью бортового радиолокатора;
- получение профиля поверхности Венеры по трассе полета;
- стереорадиолокационная съемка отдельных участков поверхности Венеры;
- исследование локальных характеристик и отражения поверхности Венеры на рабочей частоте радиолокатора;
- исследование ионосферы Венеры и околосолнечной плазмы методом двухчастотного радиопросвечивания.

В качестве дополнительной полезной нагрузки на КА был установлен разработанный в НИИЯФ МГУ прибор КС-18-6В, в задачу которого входило измерение галактических и солнечных протонов.

По предложению Института космических исследований (ИКИ АН СССР) на космический аппарат был установлен еще один научный прибор – планетный фурье-спектрометр ФС-1/4. Этот прибор, разработанный и изготовленный в Германской Демократической Республике, позволял получать данные о химическом составе и физических характеристиках атмосферы Венеры. В пользу его установки сыграло то обстоятельство,

что в рамках экспедиции к планете Венера запускались два КА. При штатной работе бортовых систем один из них должен был выполнять ежедневную съемку. Второй же дублировал первый, привлекаясь в случае каких-либо сбоев первого, а также при проведении коррекции орбиты первого КА. Тем самым второй КА мог практически без каких-либо потерь и осложнений осуществлять исследования атмосферы Венеры прибором ФС-1/4, пролетая над северным полушарием.

Космические аппараты для картографирования Венеры оказались тяжелее предыдущих венерианских аппаратов почти на тонну (рисунок 1).



**рисунок 1.** Автоматическая межпланетная станция «Венера-15»

В связи с установкой на борт КА новой сантиметровой радиолонии для приема информации в *см*-диапазоне можно было использовать только средства наземного радиотехнического комплекса (НРТК) «Квант-Д». К пуску АМС они были смонтированы только на 3-й площадке НИП-16 в новом здании Центра дальней космической связи (ЦДКС). В состав Центра входит и антенна П2500 с диаметром чашки 70 м, которая уже использовалась для приема информации с межпланетных станций «Венера-11» – «Венера-14».

Кроме того, для приема радиолокационной информации (РЛИ) задействовалась антенна ТНА-1500 с диаметром зеркала 64 м, принадлежащая ОКБ МЭИ и расположенная под Москвой, в Медвежьих Озерах. Она же была оборудована приемной аппаратурой для контроля зондирующего сигнала радиолокационной системы.

Управление КА на всех этапа полета осуществлялось из здания ЦДКС на 1-й площадке НИП-16. При этом выдача команд осуществлялась как с использованием средств НРТК «Плутон», так и средств НРТК «Квант-Д». Система выдачи команд С95, входящая в состав комплекса «Квант-Д», позволяла не только выдавать командные послылки различного формата и с разной скоростью, но и обеспечивала запись программы сеанса на запоминающее устройство системы с последующей выдачей команд в автоматическом режиме.

Старту экспедиции к Венере предшествовал запуск 23 марта 1983 года астрофизической обсерватории «Астрон». Этот аппарат создавался на базе искусственного спутника Венеры, а потому имел сходные конструктивные решения и был идентичен по составу служебной аппаратуры.

Уже в первые дни полета «Астроны» при построении трехосной ориентации стали наблюдаться автоколебания, т.е. вместо гашения угловых скоростей аппарат раскачивался все сильнее, в результате чего стравливалось рабочее тело – азот. Пришлось срочно прекращать поиск звезды и возвращаться в солнечную ориентацию. Эта ситуация была промоделирована в НПО им. С.А. Лавочкина. Выяснилось, что всему виной дополнительные солнечные батареи. При их установке посчитали, что конструкция аппарата осталась как бы абсолютно жесткой, что было совсем не так. Были выработаны соответствующие рекомендации по управлению аппаратом.

Чуть позже при первой попытке включения *см*-передатчика на КА «Астрон» сигнал на Земле получен не был, хотя по ТМ-информации, передаваемой по *дм*-радиолонии, было видно, что параметры *см*-передатчика в норме. В конце концов, сигнал с него был найден, но он оказался на 30 дБ или в 1000 раз слабее расчетного. Анализ документации выявил схемную ошибку в управлении антенным переключателем. И, если для «Астроны» был найден выход из положения за счет привлечения большой антенны П2500, то для АМС это стало бы катастрофой, поскольку на такой дальности не спасла бы даже П2500 со своей 70-метровой чашкой.

К моменту выявления подобных дефектов оба венерианских КА проходили заключительные испытания на космодроме. Эти же дефекты были присущи и им. В оперативном порядке были изготовлены новые кабели, с помощью которых было исправлено некорректное управление антенным переключателем.

Несколько сложнее оказалась ситуация с системой ориентации, но и там было найдено решение. Для нее были заново изготовлены новые газовые сопла с диаметрами выходных отверстий согласно уточненным расчетам. Кроме того, в контур управления ориентации была введена линия задержки, что позволило избежать автоколебаний. В противном случае АМС стравливали бы весь азот в первый месяц работы на орбите.

2 июня 1983 года с космодрома Байконур с помощью ракеты-носителя «Протон-К» стартовала первая межпланетная станция «Венера-15». Следом за ней 7 июня 1983 года отправилась в путь и «Венера-16».

Первые дни после старта всегда связаны с проверкой бортовых систем, первым построением трехосной ориентации, необходимой для проведения коррекции орбиты, и самими коррекциями. Первые коррекции траектории «Венеры-15» и «Венеры-16», исправляющие ошибки выведения, были проведены 10 и 15 июня 1983 года соответственно.

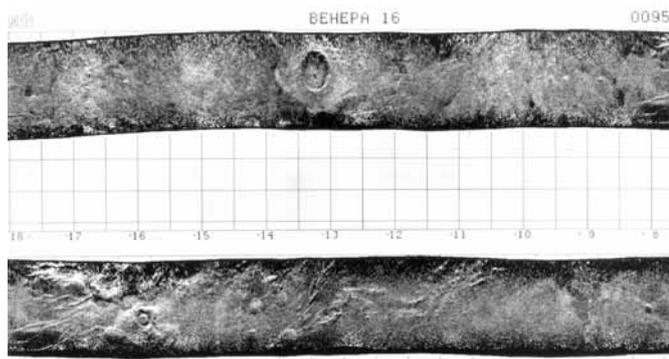
Поскольку практически вся полезная нагрузка АМС «Венера-15, -16» была предназначена для исследования Венеры, то на перелете работал только один научный прибор КС-18-6В. По этой причине сеансы связи с

обоими аппаратами проводились с интервалами в три-пять суток. С учетом этого обстоятельства была активизирована работа с «Астроном», она велась параллельно с помощью тех же технических средств и практически тем же составом специалистов.

Перелет был использован и для проведения тестирования БКРС с приемом станцией «Медвежьих озера» сигнала высотомера и зондирующего сигнала РЛБО. Помимо БКРС проводились тестовые включения прибора ФС-1/4 с записью информации на ЗУ.

Общая продолжительность перелета составила ~130 суток. За девять суток до выхода на орбиту были проведены вторые коррекции траектории, которые окончательно определили высоту перицентра орбиты и ее наклонение. 10 октября 1983 года был включен двигатель, который обеспечил выход АМС «Венера-15» на орбиту искусственного спутника Венеры. Спустя четыре дня такой же маневр совершила станция «Венера-16».

Параметры орбит оказались в пределах допуска, поэтому практически сразу после выхода начались проверки БКРС и прибора ФС-1/4. 16 октября 1983 года «Венера-15» выполнила первую съемку поверхности Венеры, 20 октября съемку провела уже «Венера-16» (рисунок 2).



**рисунок 2.** Первый снимок Венеры, выполненный АМС «Венера-15» 20 октября 1983 (после обработки)

По результатам состояния служебных бортовых систем и БКРС основным КА по проведению картографирования Венеры стала «Венера-16».

На долю «Венеры-15» выпало дублирование на случай возможных сбоев, а также при проведении коррекций и профилактик. В остальное время планировалось с ее помощью проводить эксперимент «фурье-спектрометр».

В соответствии с этим выбором были сформированы рабочие орбиты обоих аппаратов. Для этого 17 октября и 2 ноября были проведены коррекции орбиты «Венеры-15», в результате ее параметры составили: высота в перигее 873 км, в апогее ~65000 км, период 23 ч 57 мин 26 с. Широта перицентра орбиты составила 62° северной широты.

Поскольку «Венера-15» должна была дублировать «Венеру-16», то плоскость ее орбиты была развернута коррекциями относительно плоскости орбиты другой машины на ~4°27', что позволило закрывать «окна» в картографировании, возникающие каждый месяц в те-

чение трех дней профилактики наземных средств. При суточном вращении планеты относительно плоскости орбиты 1,5° «Венера-15» на трое суток позже «Венеры-16» проходила над теми же районами планеты. А после профилактики достаточно было четырех сеансов съемки, проведенных «Венерой-15».

Для формирования рабочей орбиты «Венеры-16» ограничили одной коррекцией, проведенной 22 октября 1983 года. В результате параметры орбиты составили: высота в перицентре – 944 км, в апоцентре – 65336 км, период обращения – 23 ч 57 мин 51 с. При этом «Венера-16» проходила перицентр примерно на 3 часа позже «Венеры-15».

После формирования и «завязки» орбиты началась работа по выполнению основной задачи полета – картографированию северного полушария Венеры. С помощью «Венеры-16» с 1 по 5 ноября была проведена внеплановая съемка области Метиды, а уже с 11 ноября 1983 года начались регулярные съемки, и продолжались они в течение одного венерианского года (243 земных суток) до 10 июля 1984 года. На «Венере-15» с 19 октября 1983 года стали регулярно включать прибор «фурье-спектрометр».

Сброс РЛИ производился на евпаторийскую антенну П2500 и ТНА-1500 в Медвежьих Озерах. Вся информация, принимаемая на НИП-16, записывалась на магнитофон. Далее магнитную ленту с этой информацией нарочным отправляли в Москву. Правда, чаще использовалась информация, принятая в Медвежьих Озерах.

В целом такое дублирование себя оправдало: обе антенны обеспечивали в течение восьми месяцев прием РЛИ. Если по каким-либо причинам – техническим или природным – одну из них использовать было нельзя, ее подстраховывала другая.

При обработке РЛИ каждый день получалась полоса изображения поверхности Венеры длиной около 7500 км и шириной около 120 км, что соответствовало 16-минутной съемке.

Оперативная обработка всей радиолокационной информации проводилась в ОКБ МЭИ. Но полноценная обработка ее с выравниванием среднего значения яркости строк изображений, с геометрической коррекцией строк, с получением единого изображения из изображений трех доплеровских каналов, с расчетом координат опорных точек для привязки полосы съемки к поверхности планеты и с получением из отдельных полос изображений панорам и радиолокационных карт с привязкой к планетографической координатной сетке проводилась в Институте проблем передачи информации (ИППИ АН СССР) (рисунок 3). Из полученных панорам в ЦНИИ геодезии, аэрофотосъемки и картографии (ЦНИИГАиК) была создана карта северного полушария Венеры (Богомолов А.Ф. и др., 1985).

Впрочем, для получения полноценной карты требовалось проводить съемку ежедневно, т.е. без пропусков. «Венера-15» подстраховывала «Венеру-16», при чем не только во время проведения коррекций орбиты или профилактики наземных технических средств, но и в особых случаях, например, в новогодние праздники. В эти периоды съемка велась двумя аппаратами.



лась, а только записывалась на бортовые магнитофоны. Кроме того, после окончания последней съемки оба аппарата были переведены в режим постоянной солнечной ориентации.

После окончания профилактики первая попытка войти в связь с КА 17 июня окончилась неудачей. При повторной попытке вхождения для выдачи команд был задействован передатчик антенны П2500, мощность которого удалось поднять до 80 кВт. Кроме того, были привлечены средства лаборатории ИРЭ, в том числе аппаратура «Колибри», позволяющая накапливать сигнал. Спустя ~30 минут после выдачи команды на включение сеанса связи именно на средствах ИРЭ был зафиксирован четкий сигнал с межпланетной станции. Далее все пошло по отработанной технологии. Сначала построили трехосную ориентацию, а затем начали закладывать уставки в БЦВМ на проведение очередного сеанса съемки. Аналогичная работа была проведена и со вторым аппаратом. Тем самым была продолжена работа по картографированию Венеры.

Чтобы компенсировать съемки, потерянные из-за захода Венеры за Солнце, 21 июня 1984 года была проведена коррекция орбиты АМС «Венера-16», с помощью которой развернули плоскость орбиты назад на 18°. Тем самым как бы вернулись на 12 дней назад и закрыли пробел в карте.

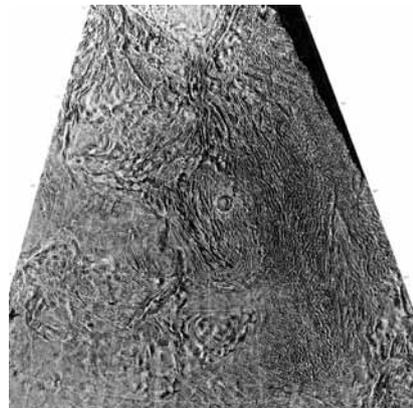
10 июля 1984 года было завершено выполнение целевой задачи – съемка северного полушария Венеры с разрешением 1-2 км, длившаяся непрерывно восемь месяцев. Такая задача была выполнена впервые в мире.

К этому стоит добавить, что параллельно с управлением межпланетными станциями «Венера-15» и «Венера-16» осуществлялось управление астрофизической обсерваторией «Астрон» на тех же технических средствах и практически тем же составом специалистов НПО им. С.А. Лавочкина. Только группа управления специализировалась каждая по своему аппарату. Аналогов столь длительной, напряженной и, самое главное, эффективной работы по управлению одновременно тремя аппаратами в истории НПО им. С.А. Лавочкина не найти.

Что же касается научных результатов полета «Венеры-15» и «Венеры-16», то опубликованная карта северного полушария Венеры (рисунок 4) говорит сама за себя. В общей сложности за период с 11 ноября 1983 года по 10 июля 1984 года станции выполнили радиокартографирование северного полушария планеты Венера от полюса до 30° северной широты общей площадью 115 млн. км<sup>2</sup> с разрешением на местности порядка 0,9-2,5 км в зависимости от высоты полета, что составляет четвертую часть от общей площади поверхности Венеры. На Землю был передан большой объем научной информации, позволивший после соответствующей обработки получить радиолокационные карты поверхности Венеры, построить профили поверхности вдоль трасс полета спутников и гипсометрическую карту отснятой поверхности. На полученных изображениях видны горные хребты, кратеры, плоскогорья, складки и разломы венерианской коры. Обнаружены многочисленные результаты тектонической активности

Венеры (Ржига О.Н. и др., 1987).

Стоит отметить, что параметры орбит АМС «Венера-15» и «Венера-16» были выбраны таким образом, чтобы получить части северного полушария Венеры, включающей Землю Иштар, Область Бета, Равнину Аталанты, некоторые сведения о которых были известны в результате полета АМС «Пионер-Венера», а также полярную область к северу от широты 75°, которая оставалась вообще неисследованной. И эта задача была выполнена на все 100%.



**рисунок 4.** Фрагмент карты северного полушария Венеры (горы Максвелла)

Миссия АМС «Венера-15» и «Венера-16» стала наиболее успешной в истории непилотируемой космонавтики 70-80-х годов, не только отечественной, но и мировой. Реализация этого проекта позволила получить большой объем информации:

- о поверхности планеты Венера;
- об атмосфере планеты и ее ионизированной оболочке – ионосфере;
- о межпланетной плазме (солнечном ветре);
- об околосолнечной плазме;
- о поверхности Солнца (фотосфере).

В завершение хочу отметить, что и спустя 30 лет полет станций «Венера-15» и «Венера-16» не перестает поражать четким и планомерным выполнением поставленной задачи.

## список литературы

*Автоматические космические аппараты для фундаментальных и прикладных научных исследований* / Под общ. ред. д-ра техн. наук, проф. Г.М. Полищука и д-ра техн. наук, проф. К.М. Пичхадзе. М.: Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2010. 660 с.

Богомолов А.Ф. и др. Обработка данных полосовой съемки поверхности Венеры, переданных станциями «Венера-15» и «Венера-16» // *Космические исследования*, 1985. Т. 23, №2. С. 179-190.

Мороз В.И. и др. Инфракрасный эксперимент на АМС «Венера-15» и «Венера-16» // *Космические исследования*, 1985. Т. 23, №2. С. 191-258.

Ржига О.Н., Александров Ю.Н., Сидоренко А.И., Базилевский А.Т. Лик Венеры // *Наука в СССР*, 1987. № 2. С. 30-38.

*Статья поступила в редакцию 15.03.2013 г.*

## БОРТОВОЙ КОМПЛЕКС УПРАВЛЕНИЯ ДЛЯ ЛУННОГО МАЛОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

## ON-BOARD CONTROL SYSTEM FOR MOON SMALL SPACECRAFT



**Н.С. Парцевский,**  
аспирант\*,  
pns@laspace.ru;  
**N.S. Partsevskiy\*\*\***



**В.Е. Шмагин,**  
аспирант\*,  
shmagin@laspace.ru;  
**V.E. Shmagin\*\*\***



**В.К. Бодров\*\*,**  
vbodrov@laspace.ru;  
**V.K. Bodrov\*\*\*\***



**Д.В. Дмитриев,**  
аспирант\*\*,  
dmitridmtrv@gmail.com;  
**D.V. Dmitriyev\*\*\*\***

В данной статье, входящей в группу статей, посвященных лунному малому космическому аппарату, разрабатываемому в инициативном порядке молодыми специалистами ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина», рассматриваются и обосновываются особенности построения бортового комплекса управления данного МКА.

**Ключевые слова:** ЛМКА;  
Луна;  
распределенный бортовой комплекс управления.

Создаваемый лунный малый космический аппарат (ЛМКА) предназначен для орбитального радиолокационного исследования Луны. Однако создаваемая платформа может быть использована для размещения на ней иной полезной нагрузки (например оптических средств наблюдения), а при определенной модернизации – для исследования малых тел и других планет Солнечной системы.

Массогабаритные ограничения ЛМКА определяются прежде всего требованиями его запуска совместно с иными космическими аппаратами (КА), что снижает стоимость миссии. Кроме того, малая масса автоматических межпланетных станций (АМС) на основе разрабатываемой платформы позволяет выводить их на высокоэнергетические орбиты и использовать в качестве маршевых двигательных установок (ДУ) двигатели малой тяги, например, электроракетные двигательные установки (ЭРДУ).

В процессе разработки, испытаний и последующего использования ЛМКА молодыми специалистами ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина» наряду с решением актуальной научной задачи технологическим космическим аппаратом выполнен ряд задач, имеющих большое зна-

*This article included in the set of articles devoted to Moon Small Spacecraft which is being developed by the group of young initiators from Federal Enterprise «Lavochkin Association», considers and justifies specific design characteristics of MSSC on-board control system.*

**Keywords:** Moon Small Spacecraft (MSSC);  
the Moon;  
distributed on-board control system.

чение для развития средств исследования дальнего космоса. В том числе:

- проведена отработка систем и программного обеспечения, необходимых для осуществления перелётов КА с маршевой ЭРДУ;
- отработана малая унифицированная платформа на основе ЭРДУ, в том числе отработаны новые служебные системы и технические решения;
- создана возможность расширения миссий тяжёлых АМС при доставке попутным грузом малых АМС к различным телам Солнечной системы.

Цели и задачи, а также подробное описание ЛМКА и предполагаемых экспериментов с его использованием описаны в статье «Малый космический аппарат с электроракетной двигательной установкой для исследования околоземного и лунного пространства» (Сорокин М.Ю. и др., 2012). В данной же статье рассмотрены особенности построения бортового комплекса управления (БКУ) ЛМКА, причем основное внимание уделено новым техническим и технологическим решениям, используемым при создании БКУ.

Функциональное назначение БКУ ЛМКА традиционно включает в себя:

- \*\*\* SPC Dauria, Ltd.,  
Russia, Moscow.
- \*\*\*\* Federal Enterprise «Lavochkin Association», Russia,  
Moscow region, Khimki

\* ООО «Даурия спутниковые технологии», Россия, г. Москва.

\*\* ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.

- коммутацию питания устройств и приборов;
- управление ориентацией и стабилизацией;
- управление двигательной установкой;
- контроль работоспособности аппаратуры бортовых систем ЛМКА, переключение резервных устройств и приборов;
- управление температурными режимами;
- прием и обработку командно-программной информации (КПИ) от радиокomплекса (РК);
- управление комплексом научной аппаратуры;
- реализацию циклограмм автоматического функционирования и парирования нештатных ситуаций.

К особенностям БКУ данного КА относится использование бортового вычислительного комплекса (БВК) для сбора, формирования и передачи в РК массивов телеметрической информации.

Состав и структура БКУ ЛМКА представлен на рисунке 1. В БВК входят:

- ЦВМ25 (разработчик АНО «НТИЦ ТехКом», г. Москва), состоящая из двух полукомплектов, причем неактивный полукомплект работает в горячем резерве. Предыдущая версия вычислительной машины (ЦВМ22) проходит лётную квалификацию в качестве полезной нагрузки на аппарате «Ямал».
- Адаптеры связи (АС) (разработчик АНО «НТИЦ ТехКом»), выполняющие под управлением ЦВМ25 функции управления электроавтоматикой ЛМКА и сбор телеметрической информации. Каждый АС состоит из двух одинаковых полукомплектов, переключение которых осуществляется по командам из ЦВМ25. Конкретные АС имеют следующее назначение:

АС01 – устройство управления коммутацией приборов БКУ и комплексом научной аппаратуры (КНА);

АС02 – устройство управления средствами обеспечения теплового режима (СОТР) и антенной фидерной системой (АФС);

АС03 – устройство управления приводом солнечных батарей (СБ);

АС04 – устройство управления приводом ЭРДУ;

АС05 – устройство управления ДУ и подрывом пиротехники.

На некоторых этапах полета адаптеры связи 03, 04 и 05 могут быть отключены для экономии электроэнергии.

В состав датчиков и исполнительных приборов БКУ входят:

- звездный датчик (ЗД) «Астрол-12» (разработчик ЗАО «НПО «Лептон», г. Зеленоград) – 2 прибора;
- оптический солнечный датчик 347К (разработчик ОАО «НПП «Геофизика-Космос», г. Москва) – 2 прибора;
- бесплатформенный инерциальный блок (БИБ) (разработчик ОАО «НПО ИТ», г. Москва) – 1 прибор;
- двигатели-маховики ДМ-1-10 (разработчик ОАО «НПЦ «Полнос», г. Москва) – 4 прибора;
- система преобразования электрического питания и управления ЭРДУ.

Массы и энергопотребления элементов БКУ приводятся в таблице 1.

В состав программного обеспечения (ПО) БВК входят общесистемное программное обеспечение (ОПО) и спе-

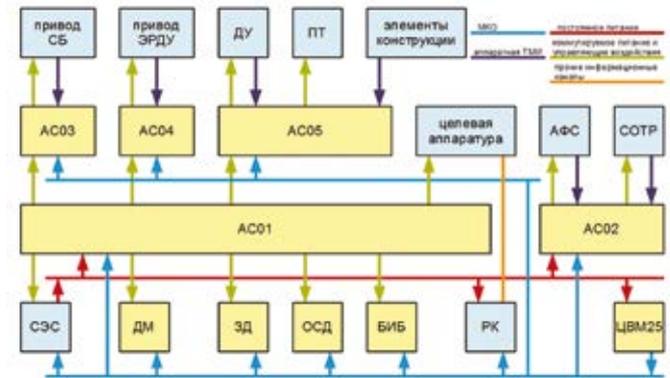


рисунок 1. Схема БКУ

таблица 1 – Массы и потребления приборов БКУ

устройство	масса, кг	потребление, Вт
ЦВМ-25, 1 шт.	2,4	15
адаптеры связи, 5 шт	11,5	40
звездный датчик Астрол-12, 2 шт.	2	10
оптический солнечный датчик 347К, 2 шт.	1,3	10
бесплатформенный инерциальный блок, 1 шт.	0,9	12
двигатели-маховики ДМ-1-10, 4 шт.	7,2	28
итого:	25,3	115

циальное программное обеспечение (СПО).

Программное обеспечение строится по модульному принципу, основываясь на идее единого программного интерфейса, который позволяет с минимальными временными затратами переключать полукомплекты вычислительной машины в случае нештатной ситуации. Программное обеспечение использует единый для всех проектов программный интерфейс, который позволяет, меняя ядро и драйверы, сохранять из проекта в проект программное обеспечение более высокого уровня (например, межзадачное взаимодействие, межмашинный обмен и т.д.). Такое построение основано на многолетнем отраслевом опыте и опыте специалистов ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина».

Схема построения программного обеспечения БКУ представлена на рисунке 2.

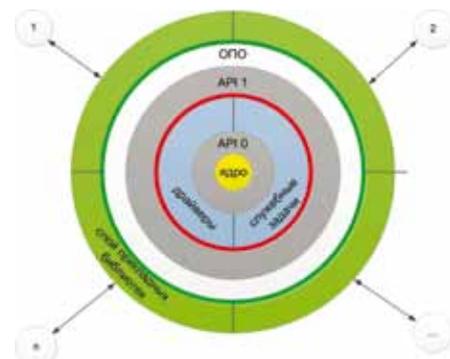
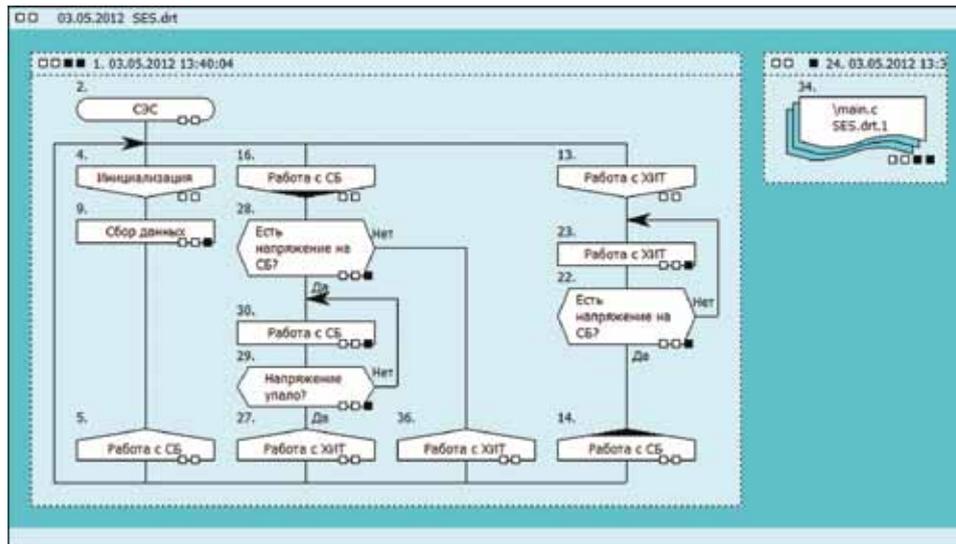


рисунок 2. Схема построения программного обеспечения БКУ



**рисунок 3.** Пример алгоритма работы СЭС на языке ДРАКОН

В ОПО входят ядро, драйверы и служебные задачи. СПО включает в себя прикладные библиотеки, обеспечивающие взаимодействие с операционной системой, и модули, решающие прикладные задачи, использующие свою часть из прикладных библиотек.

Ядро обеспечивает взаимодействие с процессором, диспетчеризацию и имеет свой интерфейс программирования приложений нулевого уровня API0. Используя этот программный интерфейс, работают драйверы взаимодействия с устройствами и служебные задачи. Такое построение дает возможность использовать в будущих проектах предыдущие разработки.

Ядро, драйверы и служебные задачи – это операционная система, над которой лежит слой программного интерфейса первого уровня API1. С использованием данного API предполагается создание библиотек с необходимыми функциями для отдельных подсистем. Это дает определенные преимущества. Во-первых, подсистемы получают только ограниченный набор функций, необходимый и достаточный для обеспечения их работоспособности. Это означает изолированность от низкого уровня, что в итоге даст большую надёжность и сведёт ошибки программистов к минимуму.

Использование данной концепции позволяет применять языки визуального программирования с последующей трансляцией алгоритмов в программы на языке С. В качестве языка визуального программирования может быть выбран, например, хорошо зарекомендовавший себя язык ДРАКОН – Дружелюбный Русский Алгоритмический язык, Который Обеспечивает Наглядность (Паронджанов В.Д., 2001). ДРАКОН был разработан для проекта «Буран» и использовался при разработке ПО, реализующего алгоритмы посадки. Данный язык используется также в международном проекте SeaLunch и при программировании БВК платформы «Навигатор».

Пример алгоритма на языке ДРАКОН представлен на рисунке 3.

В процессе разработки БКУ ЛМКА выбран состав БКУ, обеспечивающий выполнение основных требований, предъявляемых к аппаратуре. Определена структура БКУ и его БВК. Основой построения последнего

является модульная структура, которая позволяет упростить процесс разработки БВК и его программного обеспечения, а также сегментировать наземную отработку аппарата.

Для доработки оборудования достаточно исключить адаптер связи, ответственный за работу с ним, и продолжить отработку с остальными адаптерами не задерживая разработку остальных систем.

Предусматривается двукратное резервирование всех элементов БВК, что обеспечивает срок активного существования ЛМКА в космическом пространстве не менее трех лет.

Функции телеметрической системы распределены между ЦВМ25 и адаптерами связи, которые осуществляют опрос датчиков, формирование кадров телеметрической информации, их запоминание в бортовом запоминающем устройстве и передачу в радиокomплекс для отправки на Землю.

При разработке программного обеспечения БВК использовалось традиционное программирование на языке достаточно высокого уровня и предусматривается возможность визуального программирования, например, с использованием языка ДРАКОН.

Выбранный состав и структура БКУ, а также технические решения, использованные в процессе проектирования, позволили обеспечить выполнение достаточно жестких требований к массогабаритным характеристикам БКУ.

### **список литературы**

*Сорокин М.Ю., Шаханов А.Е., Платов И.В., Власенков Е.В.* Малый космический аппарат с электроракетной двигательной установкой для исследования околоземного и лунного пространства // Сборник материалов Всероссийской молодежной конференции «Новые материалы и технологии в ракетно-космической промышленности», 2012.

*Паронджанов В.Д.* Как улучшить работу ума. Алгоритмы без программистов – это очень просто! М.: Дело, 2001. 360 с.

*Статья поступила в редакцию 03.12.2012 г.*

## КОМПЛЕКСНЫЙ РАСЧЁТ АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО И РАДИАЦИОННОГО СИЛОВОГО ВОЗДЕЙСТВИЯ НА КОСМИЧЕСКИЕ ЛЕТАТЕЛЬНЫЕ АППАРАТЫ



**С.И. Шматов,**  
кандидат технических  
наук\*,  
sivash2005@yandex.ru;  
**S.I. Shmatov\*\***

*В работе представлена методика комплексного расчета аэродинамического и радиационного силового воздействия на орбитальные космические летательные аппараты (КЛА). Особое внимание уделено расчету радиационной составляющей. Достоверность полученных результатов подтверждается их сравнением с результатами других методов и полетными измерениями. Представлены результаты исследования комплексного силового воздействия солнечной радиации и верхней атмосферы на малоразмерный космический аппарат МКА ФКИ («Зонд-ПП»).*

*Ключевые слова:*  
космический летательный аппарат;  
поток лучистой энергии;  
телесный угол;  
аэродинамические и радиационные силы;  
комплексный расчет.

### ВВЕДЕНИЕ

При движении орбитальных КЛА по рабочим орбитам наиболее значительными внешними факторами негравитационной природы, влияющими на ориентацию, эволюцию орбиты и время активного существования аппарата, являются силовое воздействие верхней атмосферы и солнечной радиации.

Как следует из графика, представленного на рисунке 1 (Ковтуненко В.М. и др., 1977), на высотах полета меньше 500 км преобладающим фактором является силовое воздействие верхней атмосферы, а на высотах более 1000 км – силовое воздействие солнечного из-

## JOINT COMPUTATION OF THE AERODYNAMIC AND RADIATION FORCE EFFECTS ON SPACE CRAFTS



**А.С. Мордвинкин,**  
аспирант\*,  
necromantos@mail.ru;  
**A.S. Mordvinkin\*\***

*The paper presents a method of a joint computation of the aerodynamic and radiation force effects on the orbital space crafts. Special attention is given to the computation of the radiation component. Reliability of the results is confirmed by comparing them with the results of other methods and flight measurements. The results of the study of the complex force of the impact of solar radiation and of the upper atmosphere on small spacecraft МКА-FKI («Zond-PP») are given.*

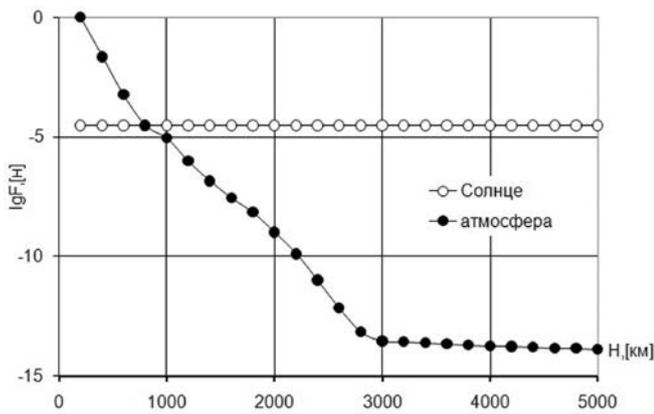
*Key words:*  
spacecraft;  
radiation energy flow;  
solid angle;  
aerodynamic and radiation forces;  
joint computation.

лучения. В диапазоне высот от 500 км до 1000 км для различных конструкций КЛА может иметь место паритет атмосферного и солнечного факторов, поскольку ориентации КЛА относительно направления на Солнце и относительно вектора набегающего газового потока обычно заметно различаются. Соответственно, в этом диапазоне необходимо рассчитывать вклад обоих факторов.

Методика оперативного расчета аэродинамической составляющей силового воздействия, а также результаты практического использования этой методики

\* ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.

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



**рисунк 1.** Зависимости силы, создаваемой газовым потоком (●) и потоком солнечной радиации (○) при взаимодействии с алюминиевой поверхностью сферы радиусом 1 м, от высоты полета КЛА

представлены в работе (Финченко В.С., Шматов С.И., 2012).

Настоящая статья посвящена распространению подхода, используемого в вышеупомянутой методике, на определение радиационных сил и моментов. Это позволит в рамках одной программы проводить комплексный расчет аэродинамического и радиационного силового воздействия в любой точке орбиты КЛА. Тем самым существенно сокращается время на проведение расчетов и анализ двухфакторного силового воздействия.

В НПО им. С.А. Лавочкина разработана методика такого комплексного расчета и реализована в рамках программного комплекса (ПК) AIRSOL.

## 1. Методика и алгоритм комплексного расчёта аэродинамического и радиационного силового воздействия на космические летательные аппараты с учетом эффектов затенения и интерференции

Известно, что поток фотонов, в частности поток солнечной радиации, представляет собой аналог свободномолекулярного гиперзвукового потока разреженного газа (Ковтуненко В.М и др., 1977; Васильев Л.А. и др., 1970; Rosborough G.W., Antreasian P.G., 1990; Комаров М.М. и др., 1995).

В связи с этим особенности силового воздействия потока радиации на КЛА в основном аналогичны представленным в работе (Финченко В.С., Шматов С.И., 2012) особенностям для свободномолекулярного гиперзвукового потока разреженного газа. В частности, для чисто зеркальной схемы взаимодействия ( $\alpha_r=0$ ) формулы для силового воздействия на обтекаемую поверхность свободномолекулярного потока газа при  $S \rightarrow \infty$  полностью совпадают с формулами для силового воздействия излучения.

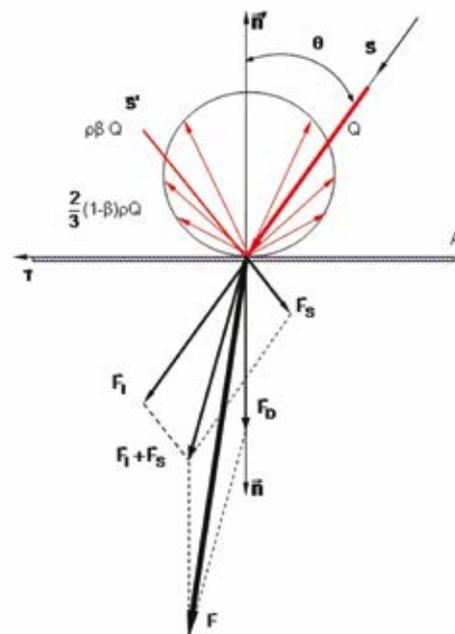
Это дает возможность при определении радиационных сил и моментов, действующих на КЛА, использовать те же подходы, которые применяются для расчета аэродинамических сил и моментов в гиперзвуковом свободномолекулярном потоке газа. В частности, ис-

пользуемое здесь математическое представление поверхности КЛА полностью соответствует тому, которое описано в выше упомянутой работе (Финченко В.С., Шматов С.И., 2012). Поэтому, не повторяя общих моментов, остановимся на основных отличиях методики расчета радиационного силового воздействия.

Во-первых, все потоки излучения, как падающие, так и отраженные, предполагаются моноэнергетическими, т.е. энергия фотонов полагается одинаковой, равной усредненной по всему спектру энергии. Это связано с недостаточной изученностью спектрального распределения по энергиям в первую очередь отраженных фотонов. Как показывает практика, такое усреднение, не оказывая существенного влияния на значения интегральных характеристик, заметно облегчает процесс учета вклада в общий результат как падающих, так и отраженных потоков лучистой энергии.

Следующее отличие касается схемы взаимодействия излучения с поверхностями. Падающие на поверхность фотоны могут не только отражаться, но поглощаться и пропускаться поверхностью. Поэтому наряду с аналогичными коэффициентами аккомодации импульса ещё должны быть заданы коэффициенты поглощения ( $\alpha$ ) и отражения ( $\rho$ ) падающей энергии (коэффициент пропускания  $\sigma$  определяется автоматически из закона сохранения энергии) (Ковтуненко В.М. и др., 1977; Васильев Л.А. и др., 1970; Rosborough G.W., Antreasian P.G., 1990). Для случая наиболее часто употребляемой в расчетах *зеркально-диффузной* схемы взаимодействия обычно используют три коэффициента: поглощения энергии  $\alpha$ ; пропускания энергии  $\sigma$  и коэффициент  $\beta$ , определяющий долю фотонов, отраженных зеркально (Rosborough, G.W., Antreasian, P.G., 1990).

Рассмотрим далее участок плоской поверхности площадью  $A$  (рисунок 2) при условии, что указанные оптические коэффициенты на нём однородны. Здесь  $Q$  – плотность потока лучистой энергии от источника;  $\vec{n}$  и



**рисунк 2.** Силы и потоки энергии, возникающие при взаимодействии излучения с плоской площадкой

$\vec{n}'$  – орты внутренней и внешней нормалей к площадке  $A$ ;  $\vec{\tau}$  – орт касательной к  $A$ ;  $\vec{s}$  – орт направления падающего потока излучения;  $\vec{s}'$  – орт направления зеркально отраженного потока;  $\theta$  – угол между ортами  $\vec{n}$  и  $\vec{s}$  (угол падения).

Тогда сила  $\vec{F}_i$ , действующая на эту площадку со стороны падающего электромагнитного излучения, равна

$$\vec{F}_i = \frac{1}{c} Q(1-\sigma) \cdot A \cdot \cos \theta \cdot \vec{s}, \quad (1)$$

где  $c = 2.998 \cdot 10^8$  м/с – скорость света.

Составляющая силы, вызванная зеркальной компонентой отраженного потока, равна

$$\vec{F}_s = \frac{1}{c} \cdot \beta \cdot \rho \cdot Q \cdot A \cdot \cos \theta \cdot (\vec{s} - 2 \cos \theta \cdot \vec{n}). \quad (2)$$

Соответственно, диффузно отраженная часть потока вызовет силу  $\vec{F}_D$ , направленную по орту  $\vec{n}$  и равную

$$\vec{F}_D = \frac{1}{c} \cdot D(f) \cdot (1-\beta) \cdot \rho \cdot Q \cdot A \cdot \cos \theta \cdot \vec{n}, \quad (3)$$

где  $D(f)$  – закон углового распределения диффузно отраженного потока излучения. В большинстве случаев для реальных поверхностей используется «закон косинуса» (Ламберта), для которого

$$D(f) = \frac{1}{\pi} \iint \cos \vartheta \cdot \cos \vartheta \cdot d\Omega = \\ = \frac{1}{\pi} \int_0^{2\pi} d\phi \int_0^{\pi/2} \cos^2 \vartheta \cdot \sin \vartheta \cdot d\vartheta = \frac{2}{3}.$$

Складывая почленно (1)-(3), для результирующей силы  $\vec{F}$  получаем

$$\vec{F} = \vec{F}_i + \vec{F}_s + \vec{F}_D = \frac{1}{c} Q \cdot A \cdot \cos \theta \{ (1-\sigma - \rho\beta) \cdot \vec{s} + \\ + [D(f)(1-\beta)\rho + 2\rho\beta \cos \theta] \cdot \vec{n} \} = \\ = \frac{1}{c} Q \cdot A \cdot \cos \theta \{ (1-\sigma - \rho\beta) \cdot \vec{s} + \\ + \left[ \frac{2}{3}(1-\beta)\rho + 2\rho\beta \cos \theta \right] \cdot \vec{n} \}. \quad (4)$$

Поскольку  $\vec{F} = (P_n \vec{n} + P_\tau \vec{\tau}) \cdot A$ , то, проектируя (4) на направления  $\vec{n}$  и  $\vec{\tau}$ , для составляющих  $P_n$  и  $P_\tau$  получим

$$P_n = 2 \cos \theta \cdot \left[ \left( \cos \theta + \frac{2}{3} \rho - \sigma \right) + \rho \cdot \beta \cdot \left( \cos \theta - \frac{2}{3} \right) \right] \cdot q_c, \quad (5)$$

$$P_\tau = 2 \cos \theta \cdot \sin \theta \cdot (1 - \sigma - \rho \cdot \beta) \cdot q_c, \quad (6)$$

где  $q_c = \frac{Q}{2c}$  – радиационный «скоростной напор».

Таким образом, при известных оптических коэффициентах  $\rho$ ,  $\sigma$ ,  $\beta$  и радиационном «скоростном напоре»  $q_c$  соотношения (5)-(6) представляют собой расчетные формулы для определения силового воздействия радиации на любой достаточно малый элемент поверхности выпуклого тела. Разбивая любую выпуклую поверхность на элементарные плоские площадки и интегрируя выражения (5)-(6) по интересующему участку поверхности (или по всей поверхности) выпуклого тела, можно найти силы, действующие на эти участки, и моменты этих сил.

Хотя формулы (5)-(6) проще аналогичных выражений для аэродинамического силового воздействия из работы (Финченко В.С., Шматов С.И., 2012), определение интегральных характеристик в общем случае также сводится к весьма сложным квадратурам. Дело в том, что и подинтегральная функция, и пределы интегрирования зависят как от параметров поверхности, так и от ориентации тела относительно вектора  $\vec{s}$ . Поэтому даже для большинства поверхностей 2-го порядка в результате интегрирования получаются весьма громоздкие выражения, не всегда удобные для расчета и анализа. Вместе с тем, они часто оказываются полезными при тестировании и апробации численных методов.

Для коэффициентов  $\alpha$  и  $\sigma$ , которые активно используются в тепловых расчетах, на сегодняшний день имеется довольно обширная и устоявшаяся информация. Что же касается коэффициента  $\beta$ , то здесь ситуация аналогична ситуации с аэродинамическими коэффициентами аккомодации, т.е. надежной информации пока недостаточно, и расчетчикам нередко приходится самим «вытаскивать»  $\beta$  из полётных измерений (особенно это касается эволюции коэффициента).

Ещё ряд заметных особенностей связан с учетом световой интерференции и определении границ, в рамках которых этот учет целесообразен.

В разреженной аэродинамике величина интерференционного эффекта зависит главным образом от геометрической конфигурации КЛА и параметров

набегающего потока. И если  $\frac{2\pi - \langle \Omega_\infty \rangle}{\langle \Omega_\infty \rangle} \leq 0.1$  или

$S \gg 1$ , то эффектом аэродинамической интерференции из-за его малости можно пренебречь. (Здесь  $\langle \Omega_\infty \rangle$  – усредненный по поверхности КЛА телесный угол, под которым из точек поверхности КЛА видна область невозмущенного течения).

Для случая силового воздействия радиации на поверхность энергия фотонов в падающем и отраженном потоках предполагается одинаковой. Поэтому величина эффекта световой интерференции определяется геометрической конфигурацией КЛА и оптическими коэффициентами  $\alpha$ ,  $\rho$ ,  $\beta$  (в большинстве случаев  $\sigma = 0$ ) конструкционных материалов. При этом оптические свойства различных участков наружных поверхностей КЛА, как правило, разнятся намного больше, чем их аэродинамические свойства, т.е. являются весьма неоднородными. В связи с этим целесообразность учета световой интерференции определяется параметром  $K_{IS}$ , значение которого определяется по следующей формуле:

$$K_{IS} = \frac{\iint_A \rho dA - \frac{1}{2\pi} \iint_A \rho \Omega_\infty dA}{\frac{1}{2\pi} \iint_A \rho \Omega_\infty dA}. \quad (7)$$

Выражение (7) представляет собой отношение потока радиации, отраженной в телесный угол  $(2\pi - \Omega_\infty)$ , к аналогичному потоку в телесный угол  $\Omega_\infty$  с учетом локальных коэффициентов отражения  $\rho$ .

Если  $K_{IS} < 0.1$ , (8)

то интерференционные добавки заведомо не превосходят нескольких процентов от воздействия невозмущенного потока. Соответственно, в этом случае учет интерференции нецелесообразен. В тех случаях, когда условие (8) не выполняется ( $K_{IS} \geq 0.1$ ), для получения более точных результатов интерференционные поправки должны учитываться.

При учете световой интерференции, как и случае свободномолекулярного потока (Финченко В.С., Шматов С.И., 2012), результирующий импульс, передаваемый единице площади элемента  $dA$ , определяется выражением

$$\vec{P}(\vec{r}) = \vec{P}_{i\infty}(\vec{r}) - \vec{P}_{r\infty}(\vec{r}), \quad (9)$$

где  $\vec{P}_{i\infty}(\vec{r}) = P_{i\infty} \cdot \vec{n} + P_{r\infty} \cdot \vec{\tau}$  – импульс, передаваемый площадке фотонами, пришедшими из бесконечности;

$\vec{P}_{r\infty}(\vec{r}) = P_{r\infty} \cdot \vec{n} + P_{t\infty} \cdot \vec{\tau}$  – импульс, передаваемый площадке фотонами, уходящими с её поверхности на бесконечность.

Для  $P_{i\infty}$  и  $P_{r\infty}$  из (1) получаем

$$P_{i\infty} = 2 \cdot (1 - \sigma) \cdot \cos^2 \theta \cdot q_i \infty; \quad (10)$$

$$P_{r\infty} = 2 \cdot (1 - \sigma) \cdot \sin \theta \cdot \cos \theta \cdot q_i \infty, \quad (11)$$

где  $q_i \infty = \frac{Q_\infty}{2c}$ ,  $Q_\infty$  – поток фотонов (световой энергии) в единицу времени через единичную площадку, перпендикулярную  $\vec{s}$ , из бесконечности.

После 1-го отражения доля зеркально отраженных фотонов составляет  $\rho\beta$ , после 2-го –  $(\rho\beta)^2$  и т.д., а среднее значение  $\langle \rho\beta \rangle$  по всей поверхности КЛА, как правило, не превосходит  $0.1 \div 0.2$ . Поэтому практически все переотраженные потоки фотонов можно считать диффузными и, соответственно, задачу определения  $Q_r(\vec{r})$  решать в диффузном приближении, т.е. аналогично рассмотренной в работе (Финченко В.С., Шматов С.И., 2012) задаче определения концентраций отраженных молекул  $n_r(\vec{r})$ .

В соответствии с этим по аналогии со свободномолекулярным потоком для  $Q_r(\vec{r})$  получается следующее интегральное уравнение

$$Q_r(\vec{r}) = \rho(\vec{r}) \cdot Q_\infty \cdot \cos \theta + \int_{A'} \rho(\vec{r}') Q_r(\vec{r}') \frac{\cos \vartheta \cdot \cos \vartheta'}{\pi |\vec{r} - \vec{r}'|^2} \cdot dA', \quad (12)$$

где  $\rho(\vec{r})$  – местный коэффициент отражения;  $\theta$  – угол между вектором  $\vec{s}$  и местной нормалью  $\vec{n}(\vec{r})$  (местный угол падения).

Далее путем численного решения интегрального уравнения (12) находится распределение  $Q_r(\vec{r})$  по всей поверхности КЛА, после чего можно переходить к определению  $P_{i\infty}$  и  $P_{r\infty}$ .

Здесь надо обратить внимание на то, что, хотя при определении  $Q_r(\vec{r})$  перенос фотонов рассматривался в диффузном приближении, при определении составляющих импульса  $P_{i\infty}$  и  $P_{r\infty}$  фотонов, уходящих на бесконечность, будет учитываться зеркальная составляющая, возникающая при 1-м отражении. То есть из всего отраженного потока  $Q_r(\vec{r})$  часть его  $\rho(\vec{r}) \cdot \beta(\vec{r}) \cdot Q_\infty \cdot \cos \theta$ ,

связанная с отражением невозмущенного потока  $Q_\infty$ , полагается отраженной зеркально, а остальная часть  $Q_r(\vec{r}) - \rho(\vec{r}) \cdot \beta(\vec{r}) \cdot Q_\infty \cdot \cos \theta$  – отраженной диффузно. Как показывает практика, этот учет зеркальной компоненты при первом отражении себя оправдывает. Дело в том, что для отдельных конструктивных поверхностей может быть  $\rho\beta \sim 0.3 \div 0.5$ , и её вклад может составлять существенную долю от общей реактивной составляющей импульса  $\vec{P}_{r\infty}(\vec{r})$ , что, в свою очередь, может заметно сказаться на силовых и, особенно, на моментных характеристиках КЛА.

Таким образом,

$$\vec{P}_{r\infty}(\vec{r}) = \vec{P}_{rD\infty} + \vec{P}_{rT\infty}.$$

Соответственно,

$$\vec{P}_{rD\infty} = P_{rD\infty} \cdot \vec{n} + P_{rTD\infty} \cdot \vec{\tau}$$

и

$$\vec{P}_{rT\infty} = P_{rST\infty} \cdot \vec{n} + P_{rTT\infty} \cdot \vec{\tau}.$$

Далее по аналогии с диффузным приближением для разреженного газа находим  $P_{rD\infty}$  и  $P_{rTD\infty}$ .

Для диффузно отраженных фотонов в направлении, определяемом углами  $\varphi$  и  $\vartheta$  местной сферической системы координат площадки  $dA$ , согласно (3) получаем нормальную

$$P_{rDn\infty}(\varphi, \vartheta) = -\frac{2q_{rd}(\vec{r})}{\pi} \cdot \cos^2 \vartheta \cdot d\Omega_{A\infty} \quad (13)$$

и касательную

$$P_{rDT\infty}(\varphi, \vartheta) = -\frac{q_{rd}(\vec{r})}{\pi} \cdot \cos \varphi \sin 2\vartheta \cdot d\Omega_{A\infty} \quad (14)$$

составляющие диффузной компоненты отраженного импульса в указанном направлении.

$$\text{Здесь } q_{rd}(\vec{r}) = \frac{Q_r(\vec{r}) - \rho(\vec{r}) \cdot \beta(\vec{r}) \cdot Q_\infty \cdot \cos \theta}{2c} -$$

«скоростной напор» потока диффузно отраженных фотонов.

Интегрируя (13) и (14) по телесному углу  $\Omega_{A\infty}$  (под которым видна из  $dA$  область невозмущенного радиационного потока), получим искомые значения составляющих  $P_{rD\infty}$  и  $P_{rDT\infty}$ , уносимых с единицы площади элемента  $dA$  всеми диффузно отраженными от него фотонами, уходящими на бесконечность

$$P_{rDn\infty} = -\frac{2}{\pi} q_{rd}(\vec{r}) \cdot \int_{\Omega_{A\infty}} \cos^2 \vartheta \cdot d\Omega_{A\infty},$$

$$P_{rDT\infty} = -\frac{1}{\pi} q_{rd}(\vec{r}) \cdot \int_{\Omega_{A\infty}} \cos \varphi \cdot \sin 2\vartheta \cdot d\Omega_{A\infty}.$$

Для зеркальной составляющей  $\vec{P}_{rS\infty}$  импульса, уносимого с единицы площади элемента  $dA$  фотонами, уходящими на бесконечность, согласно (2) получим

$$\vec{P}_{rS\infty} = -q_{rs}(\vec{r}) \cdot \mathbf{H}(\vec{r}, \vec{s}') \cdot \vec{s}',$$

$$\text{где } q_{rs}(\vec{r}) = \frac{\rho(\vec{r}) \cdot \beta(\vec{r}) \cdot Q_\infty \cdot \cos \theta}{2c} - \text{«скоростной}$$

напор» потока зеркально отраженных фотонов при 1-м отражении;  $\vec{s}' = \vec{s} - 2 \cos \theta \cdot \vec{n}$  – направляющий вектор зеркально отраженного луча;  $\mathbf{H}(\vec{r}, \vec{s}')$  – функция попадания зеркально отраженного луча  $\vec{r} = \vec{r}' - \vec{s}' \cdot t$  в телесный угол  $\Omega_{A\infty}$ .

Функция  $\mathbf{H}(\vec{r}, \vec{s}')$  определяется следующим образом:

$$H(\vec{r}, \vec{s}') = \begin{cases} 1, & \vec{r} \in \Omega_{A\infty}, \\ 0, & \vec{r} \notin \Omega_{A\infty}. \end{cases}$$

Соответственно для значений составляющих импульса зеркальной компоненты  $P_{rsn\infty}$  и  $P_{rst\infty}$  получим

$$P_{rsn\infty} = -2q_{rs}(\vec{r}) \cdot H(\vec{r}, \vec{s}') \cdot \cos^2 \theta,$$

$$P_{rst\infty} = -q_{rs}(\vec{r}) \cdot H(\vec{r}, \vec{s}') \cdot \sin 2\theta.$$

Окончательно для  $P_n$  и  $P_r$  при учете световой интерференции получаем

$$P_n = P_{in\infty} - P_{m\infty} = 2(q_{i\infty} + q_{rs}(\vec{r}) \cdot H(\vec{r}, \vec{s}')) \cdot \cos^2 \theta + \frac{2}{\pi} q_{rd}(\vec{r}) \cdot \int_{\Omega_{A\infty}} \cos^2 \vartheta \cdot d\Omega_{A\infty}; \quad (15)$$

$$P_r = P_{it\infty} - P_{m\infty} = (q_{i\infty} + q_{rs}(\vec{r}) \cdot H(\vec{r}, \vec{s}')) \cdot \sin 2\theta + \frac{1}{\pi} q_{rd}(\vec{r}) \cdot \int_{\Omega_{A\infty}} \sin 2\vartheta \cdot \cos \phi \cdot d\Omega_{A\infty}. \quad (16)$$

Таким образом, подставляя в (15) и (16) найденные ранее из интегрального уравнения (12) потоки  $q_{rs}(\vec{r})$ ,  $q_{rd}(\vec{r})$  и вычисляя квадратуры, можно вычислить  $P_n(\vec{r})$  и  $P_r(\vec{r})$  по всей поверхности рассчитываемой конфигурации с учетом световой интерференции. После этого останется проинтегрировать  $P_n(\vec{r})$  и  $P_r(\vec{r})$  по всей поверхности тела для нахождения соответствующих интегральных характеристик.

При этом интегралы в правых частях формул (15) – (16) полностью совпадают с используемыми для вычисления  $P_{m\infty}$  и  $P_{r\infty}$  в случае разреженного газового потока (Финченко В.С., Шматов С.И., 2012) и зависят только от геометрии КЛА. Поэтому, будучи вычисленными один раз в самом начале, они заносятся в массив PRB(I; J; 2) и далее в готовом виде используются как в аэродинамическом, так и в радиационном силовых блоках, что обеспечивает дополнительное существенное сокращение расчетного времени.

Описанная методика расчета радиационных сил и моментов и представленная в (Финченко В.С., Шматов С.И., 2012) методика расчета аэродинамического воздействия, основаны на гипотезе локального взаимодействия, имеют много общих моментов, что позволило рационально объединить эти методики в одном общем алгоритме и реализовать в рамках одного ПК AIRSOL. Тем самым был получен удобный и экономичный численный инструмент для комплексного определения и анализа этих двух факторов внешнего силового воздействия на орбитальные КЛА.

Представленный подход может быть применён для определения силового воздействия на объект не только газового или светового потоков, но и любого другого потока (например, пылевого), удовлетворяющего гипотезе локальности, с известными характеристиками и известной моделью взаимодействия с поверхностью.

В заключение этого раздела отметим обстоятельство, касающееся источников излучения, попадающего на КЛА, находящиеся на орбите искусственного спутника Земли. Наряду с Солнцем источниками излучения являются Земля и внешние поверхности самого КЛА. Излучение Земли складывается из собственного длинноволнового излучения и солнечного излучения, от-

ражаемого освещенной частью земной поверхности (альbedo Земли). Излучение внешних поверхностей КЛА – это длинноволновое излучение, обусловленное нагревом этих поверхностей на освещаемых Солнцем участках орбиты. Вклад указанных источников в результирующее силовое воздействие для высот полета, не превышающих радиуса Земли, может достигать 10-15% (Rosborough G.W., Antreasian P.G., 1990). Естественно, в подобных ситуациях этот вклад желательно учитывать, хотя это и сопряжено с немалыми дополнительными физическими, математическими и вычислительными трудностями, поскольку каждая составляющая этого вклада является сложной многопараметрической величиной. Кроме того, для этого необходима весьма обширная и при этом достаточно точная и оперативная информация по инфракрасному излучению и альbedo Земли, а также по температурному полю внешних поверхностей КЛА.

## 2. Результаты расчетов

В работе (Финченко В.С., Шматов С.И., 2012) были представлены результаты, свидетельствующие о достаточной точности и достоверности значений аэродинамических характеристик (АДХ), получаемых с помощью ПК AIRSOL, как для КЛА относительно простой геометрической конфигурации, так и для проектируемых и функционирующих КЛА со сложной геометрией.

В этом разделе представлены материалы, иллюстрирующие точность и достоверность характеристик радиационного силового воздействия, полученных с помощью ПК AIRSOL, реализующего представленную методику. Кроме того, представлены характеристики комплексного аэродинамического и радиационного силового воздействия на космический аппарат МКА ФКИ («Зонд-ПП»), выведенный на рабочую орбиту 22 июля 2012 года и проходящий сейчас программу летных испытаний.

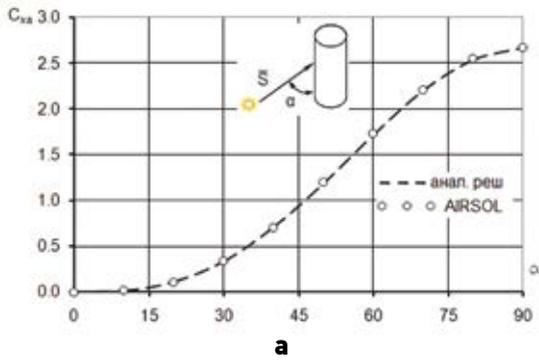
Результаты непосредственного сравнения численных значений интегральных характеристик, полученных с помощью AIRSOL, с известными аналитическими решениями показали, что максимальное расхождение не превышает 1%. Этот факт хорошо иллюстрируют графики на рисунках 3-4.

На рисунке 3а представлено сравнение зависимости коэффициента лобового сопротивления  $C_{xa}(\alpha)$  цилиндра, освещаемого под углом  $\alpha$  к его оси, для случая полного зеркального отражения ( $\rho=\beta=1$ ), полученной по программе AIRSOL, с соответствующей аналитической зависимостью; на рисунке 3б – сравнение аналогичных зависимостей для случая полного поглощения ( $\rho=0$ ).

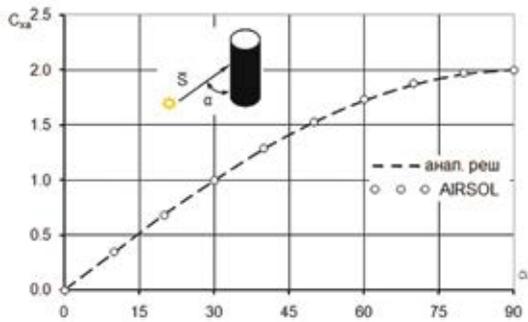
На рисунке 4 приводится сравнение зависимости коэффициента лобового сопротивления  $C_{xa}(\alpha)$  для прямого кругового конуса с углом полураствора  $\varphi=70^\circ$ , освещаемого под углом  $\alpha$  к его оси, для случая полного поглощения ( $\rho=0$ ), полученной по программе AIRSOL, с соответствующей аналитической зависимостью.

Для представления о точности расчета силового воз-

# КОМПЛЕКСНЫЙ РАСЧЁТ АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО И РАДИАЦИОННОГО СИЛОВОГО ВОЗДЕЙСТВИЯ НА КОСМИЧЕСКИЕ ЛЕТАТЕЛЬНЫЕ АППАРАТЫ

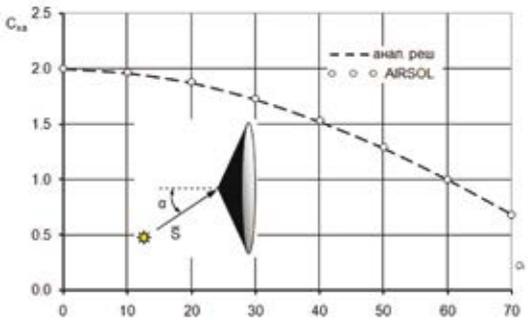


а



б

а – полное зеркальное отражение; б – полное поглощение.  
**рисунок 3.** Зависимости коэффициента сопротивления  $C_{xa}(\alpha)$  цилиндра

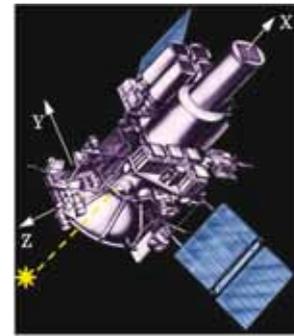


**рисунок 4.** Зависимость коэффициента сопротивления  $C_{xa}(\alpha)$  прямого кругового конуса

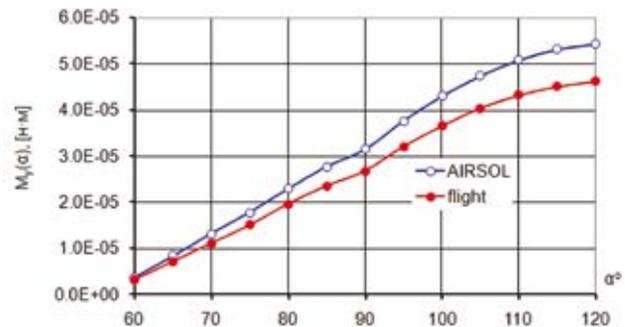
действия излучения на реальные КЛА сложной формы на рисунке 5 приводится сравнение расчетных характеристик, полученных с помощью ПК AIRSOL, с результатами полётных измерений для КА «Гранат», запущенного в 1989 году и успешно выполнившего целый ряд астрофизических исследований (*Автоматические космические аппараты для фундаментальных и прикладных научных исследований*, 2010).

На рисунке 5а представлены общий вид КА «Гранат», положение Солнца и положение осей связанной системы координат; на рисунке 5б – сравнение зависимости размерных значений доминирующей компоненты  $M_y(\alpha)$  вектора момента радиационной силы  $\vec{M}$ , полученной расчетом по представленной методике AIRSOL и в результате полётных измерений FLIGHT. При этом Солнце находится в плоскости  $Y=0$ , а  $\alpha$  – угол между вектором  $\vec{S}$  (Солнце – КА) и положительным направлением оси  $OX$  связанной системы координат  $OXYZ$ .

Графики показывают вполне удовлетворительное согласие расчетных значений с полётными измерениями



а



б

**рисунок 5.** Общий вид КА «Гранат» (а) и зависимость составляющей  $M_y(\alpha)$  от угла  $\alpha$  (б)

(расхождение не превышает 15%). Более того, по всем углам  $\alpha$  имеет место примерное соотношение

$$|M_{\text{изм}}| \approx 0.85 \cdot |M_{\text{расч}}|.$$

Такое одностороннее расхождение может быть связано с тем, что представленные данные полётных измерений соответствуют моменту времени, когда КА «Гранат» уже находился на орбите несколько лет. За это время, естественно, оптические характеристики поверхностных материалов заметно эволюционировали (как правило, это проявляется в заметном уменьшении коэффициентов отражения), в результате реальные значения составляющих  $\vec{M}$  становятся меньше по модулю, чем в начале полета. В расчетах же по причине отсутствия конкретной информации об эволюции поверхностных свойств материалов были использованы, естественно, начальные (предполетные) значения оптических коэффициентов. Следовательно, при наличии более полных данных о поверхностных свойствах используемых материалов расхождения между расчетными и реальными значениями величин силового воздействия излучения на КА могут быть менее 15%.

С помощью предложенной методики было проведено исследование комплексного силового воздействия солнечной радиации и верхней атмосферы на один из вариантов малоразмерных космических аппаратов – МКА ФКИ («Зонд-ПП») (рисунок 6).

Всё время активного существования КА должен находиться на солнечно-синхронной орбите высотой 820 км. При этом в штатном режиме полета вектор скорости аппарата  $\vec{V}_{\text{КА}}$  все время направлен по оси «-Z».

В результате расчетов для такой ориентации МКА ФКИ («Зонд-ПП») при положении центра масс  $\vec{R}_{\text{см}} = (-0.18937 \text{ м}; -0.00888 \text{ м}; -0.00243 \text{ м})$  получены следу-

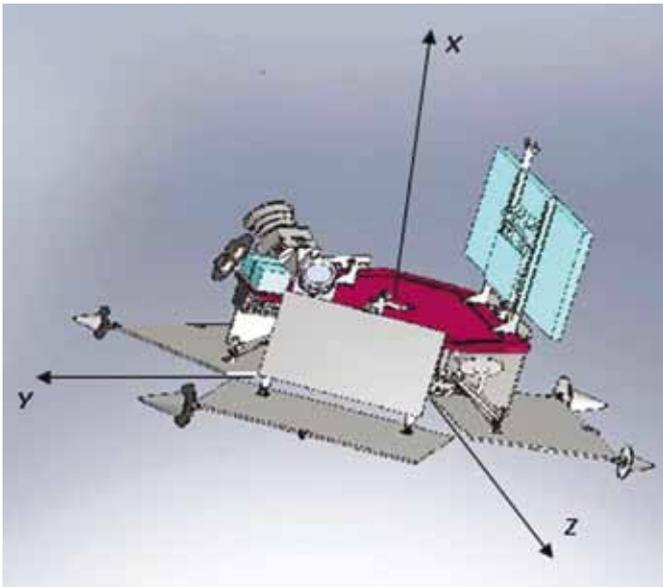


рисунок 6. Общий вид КА МКА ФКИ («Зонд-ПП»)

ющие значения составляющих аэродинамической силы и момента:

$$\begin{aligned} F_{Ax} &= -0.556 \cdot 10^{-12} \text{ Н}, & F_{Ay} &= -0.613 \cdot 10^{-8} \text{ Н}, \\ F_{Az} &= 0.267 \cdot 10^{-6} \text{ Н}, \\ M_{Ax} &= 0.607 \cdot 10^{-8} \text{ Н} \cdot \text{м}, & M_{Ay} &= 0.282 \cdot 10^{-7} \text{ Н} \cdot \text{м}, \\ M_{Az} &= 0.717 \cdot 10^{-9} \text{ Н} \cdot \text{м}. \end{aligned}$$

Углы ориентации солнечного луча  $\vec{S}$  относительно оси «X» ( $\alpha$ ) и оси «Y» ( $\beta$ ) при штатном полёте изменяются в диапазонах

$$43.6^\circ \leq \alpha \leq 60.5^\circ, \quad 0^\circ \leq \beta \leq 360^\circ.$$

При таких ориентациях составляющие радиационной силы и момента изменяются в следующих диапазонах:

$$\begin{aligned} 0.314 \cdot 10^{-5} &\leq F_{Sx} \leq 0.676 \cdot 10^{-5} \text{ Н}; \\ -0.611 \cdot 10^{-5} &\leq F_{Sy} \leq 0.706 \cdot 10^{-5} \text{ Н}; \\ -0.491 \cdot 10^{-5} &\leq F_{Sz} \leq 0.491 \cdot 10^{-5} \text{ Н}; \\ -0.464 \cdot 10^{-6} &\leq M_{Sx} \leq 0.464 \cdot 10^{-6} \text{ Н} \cdot \text{м}; \\ -0.986 \cdot 10^{-6} &\leq M_{Sy} \leq 0.962 \cdot 10^{-6} \text{ Н} \cdot \text{м}; \\ 0.924 \cdot 10^{-7} &\leq M_{Sz} \leq 0.116 \cdot 10^{-5} \text{ Н} \cdot \text{м}. \end{aligned}$$

Таким образом, при штатных режимах ориентации

$$|\vec{F}_A| \leq 0.05 \cdot |\vec{F}_S|, \quad |\vec{M}_A| \leq 0.03 \cdot |\vec{M}_S|,$$

т.е. радиационные возмущения более чем на порядок превосходят аэродинамические. Тем самым доминирующим возмущающим фактором являются радиационные силы и моменты.

В то же время необходимо отметить, что в рассмотренном случае ориентация КА с точки зрения аэродинамических возмущений является практически наилучшей, тогда как ориентации относительно Солнца достаточно далеки от таковых. И при других ориентациях КА относительно Солнца и набегающего газового потока соотношение этих двух факторов может быть существенно иным.

Исследования показали, в частности, что возможны ориентации, когда

$$|\vec{F}_A| = 0.4 \cdot |\vec{F}_S|, \quad |\vec{M}_A| = 0.75 \cdot |\vec{M}_S|.$$

Это свидетельствует о том, что на высотах до 1000 км

необходимы исследования обоих возмущающих факторов.

## заключение

На основе подхода, используемого для определения силового воздействия гиперзвукового потока разреженного газа на КЛА, разработана методика оперативного расчета силового воздействия излучения на орбитальные КЛА.

Методика реализована в ПК AIRSOL, который позволяет проводить комплексный расчет аэродинамического и светового силового воздействия на высокоорбитальный КЛА в любой точке полетной траектории.

Сравнение расчетных данных с аналитическими решениями и данными полетных измерений для КЛА сложной формы, каким является КА «Гранат», свидетельствует о достоверности результатов, получаемых с помощью предложенной методики. Это значит, что ПК AIRSOL является надежным инструментом для комплексного исследования силового воздействия на КЛА газовых потоков и потоков солнечной радиации в широком диапазоне значений определяющих параметров с учетом эффектов затенения и интерференции.

В результате исследования комплексного силового воздействия солнечной радиации и верхней атмосферы на аппарат МКА ФКИ («Зонд-ПП») определены соотношения величин силовых воздействий радиационного и аэродинамического факторов для разных ориентаций на орбите. Эти соотношения показывают, что на высотах до 1000 км необходим расчет обоих возмущающих факторов.

## список литературы

*Автоматические космические аппараты для фундаментальных и прикладных научных исследований* / Под общ. ред. д-ра техн. наук, проф. Г.М. Полищука и д-ра техн. наук, проф. К.М. Пичхадзе. М.: Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2010. С. 470-488.

*Васильев Л.А., Курамышин Т.А., Назарова Л.П., Травникова Л.И.* Измерение сил светового давления и аэродинамических сил, действующих на тело сложной формы в свободномолекулярном потоке // *Аэродинамика разреженных газов*. Вып. 5. Л.: Изд-во Ленингр. ун-та, 1970. С. 113-118.

*Ковтуненко В.М., Камеко В.Ф., Яскевич Э.П.* Аэродинамика орбитальных космических аппаратов. Киев: Наукова думка, 1977. 156 с.

*Комаров М.М., Климович Д.Н., Сазонов В.В.* Расчет сил и моментов светового давления, действующих на роторный Солнечный парус // *Препринт ИПМ им. М.В. Келдыша РАН*, 1995. 18 с.

*Финченко В.С., Шматов С.И.* Методика оперативного расчета силового воздействия разреженной атмосферы на космические летательные аппараты // *Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина*, 2011. № 3. С. 40-47.

*Rosborough G.W., Antreasian P.G.* Radiation Force Modeling for the TOPEX/POSEIDON SPACECRAFT // *AIAA Paper*, 90-2895, Jun. 1990.

*Статья поступила в редакцию 19.11.2012 г.*

## АНАЛИЗ ЦИРКУЛЯЦИИ ТЕПЛОСИТЕЛЯ В АРТЕРИАЛЬНОЙ ТЕПЛОВОЙ ТРУБЕ

К.А. Гончаров\*,  
heatpipe@laspace.ru;  
К.А. Goncharov\*\*

В.А. Антонов\*,  
кандидат технических наук,  
viktor\_a@laspace.ru;  
V.A. Antonov\*\*

В статье рассматриваются вопросы математического моделирования циркуляции теплоносителя в артериальной тепловой трубе.

Ключевые слова:  
артериальная тепловая труба;  
газорегулируемая тепловая труба;  
неконденсирующийся газ.

### ВВЕДЕНИЕ

Тепловые трубы представляют собой пассивные теплопередающие устройства, обладающие хорошей надежностью и высокой эффективностью. Известно, что первый патент на тепловые трубы появился в 1944 г. (Патент США, 1944). В 70-х годах были разработаны артериальные тепловые трубы (АрТТ), в которых минимизация вязкостных потерь жидкой фазы рабочего тела осуществлялась за счет использования отдельной магистрали для прохода потока жидкости из зоны конденсации в зону кипения. Основная проблема применения АрТТ заключается в восприимчивости таких тепловых труб к блокировке жидкости в артерии при наличии пара или неконденсирующихся газов (НГ) в самой артерии. Скорее всего, именно данное обстоятельство, приводило наших западных партнеров к неудачам при запусках АрТТ или к их пересыханию в процессе работы.

## ANALYSIS OF FLUID CIRCULATION IN A ARTERY HEAT PIPE

Ю.В. Панин\*,  
heatpipe@laspace.ru;  
Y.V. Panin\*\*

А.Ю. Кочетков\*,  
kochetkov@laspace.ru;  
A.Y. Kochetkov\*\*

Т. Кайя,  
профессор, Карлтонский  
университет, Канада,  
г. Оттава,  
tkaya@mae.carleton.ca;  
T. Kaya

The article describes mathematical model of the fluid circulation in an arterial heat pipe.

Key words:  
arterial heat pipe;  
variable conductance heat pipe;  
non-condensable gas.

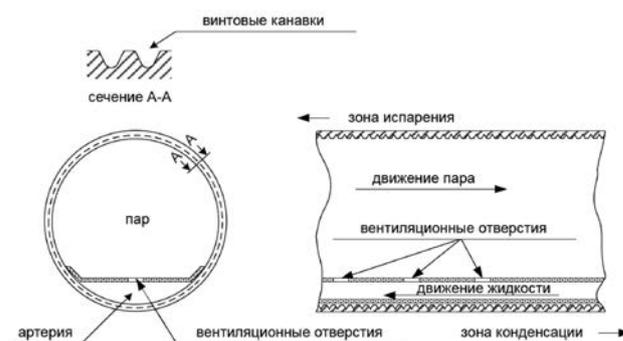
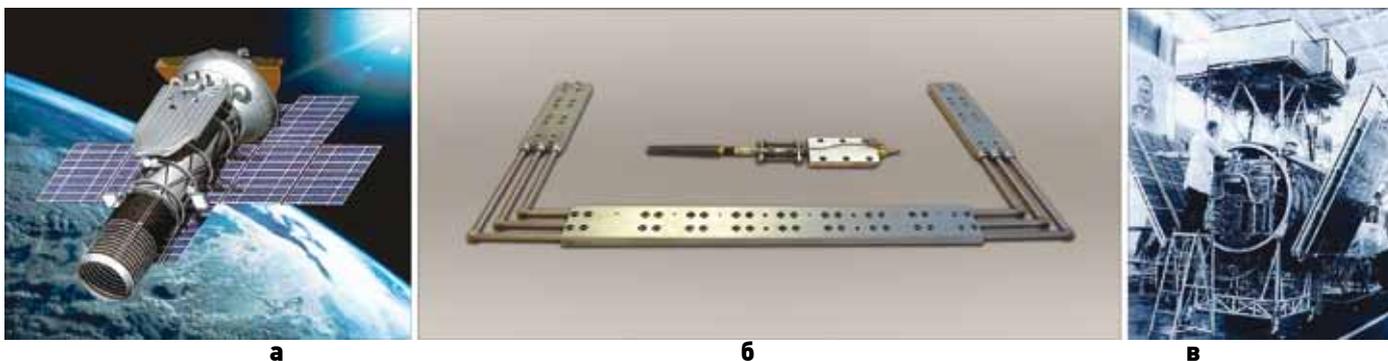


рисунок 1. Сечение артериальной тепловой трубы

На рисунке 1 представлена конструктивная схема АрТТ разработанной в ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина» в 1984 г. (Goncharov K.A et al., 2000). Эта конструкция АрТТ базируется на более ранней конструкции, предложенной Блинчевским (Блинчевский И.М. и др., 1983), которая, в свою



а – КА «Аркон»; б – артериальные тепловые трубы; в – КА «Купон».

рисунок 2. Тепловые трубы КА «Аркон» и «Купон»

\* ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.

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

таблица 1 – Летный опыт применения артериальных тепловых труб

название аппарата	дата запуска	количество ТТ на борту	диапазон рабочих температур, °С	теплоносители
КА серии «Космос»	1991-1995	38	-110...+70	фреон-22, пропилен
КА серии «Космос»	1992-1999	38	-110...+70	фреон-22, пропилен
КА серии «Космос»	1994-1995	38	-110...+70	фреон-22, пропилен
КА серии «Космос»	1998-2000	38	-110...+70	фреон-22, пропилен
КА серии «Космос»	2001	38	-110...+70	фреон-22, пропилен
КА серии «Космос»	2003	38	-130...+70	пропилен
ОБЗОР	1994-2002	1	20 <sup>+/-1</sup>	аммиак
МАРС-96	1996-1996	2	- 60...+ 90	аммиак
АРКОН-1	1997	32	- 60...+ 90	аммиак
АРКОН-1-2	2002	32	-60...+90	аммиак
КУПОН	1997-1998	14	- 60...+ 90	аммиак

очередь, создана на базе конструкции полиартериальной капиллярной структуры Данилевского и Бруно.

Впервые такие тепловые трубы были применены для космического аппарата (КА) «Арко» (рисунок 2). Более 100 тепловых труб с сегментной артерией и теплоносителем аммиак, разработанных в конце 80-х – начале 90-х годов, успешно работали в составе изделий 6420 и 6421, а также в составе КА «Купон».

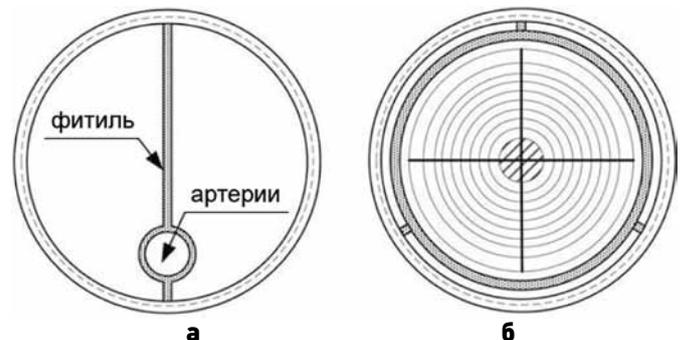
Полный перечень российских КА, запущенных на орбиту с артериальными тепловыми трубами, представлен в таблице 1.

Корпус АрТТ сделан из нержавеющей стали с толщиной стенок 0,5 мм. Артерия сформирована из мелкоячеистой сетки из нержавеющей стали (ячеистость 680 проволок на дюйм) и соединена с корпусом контактной точечной сваркой. Толщина сетки 0,12 мм. Поперечные винтовые канавки на внутренней стенке расположены по всей длине тепловой трубы. Высота артерии может составлять от 1,5 до 3,0 мм, а глубина и ширина поперечных канавок – 0,15 и 0,1 мм соответственно. Поперечные винтовые канавки представляют собой дополнительную капиллярную структуру для транспортировки жидкости от артерии по всей длине винтовой канавки вдоль всей тепловой трубы, они обеспечивают также образование более равномерной тонкой жидкостной пленки, с которой происходит испарение рабочего тела. Такая тонкая жидкостная пленка помогает избежать интенсивного кипения жидкости непосредственно в артерии.

Типичная проблема, с которой сталкиваются в подобных конструкциях артерии, это эффект «застекления»: сетка с мелкими ячейками, которая формирует артерию, смачивается быстрее, чем происходит заполнение артерии жидкостью. Это приводит к блокировке пара в артерии, поскольку

в этом случае он не имеет возможности покинуть артерию. Решить проблему «застекления» позволила идея соединения мениска (Eninger J.E., 1974). Достаточно тонкая пленка с очень маленькими отверстиями гарантирует, что мениск на противоположной стороне жидкости в этих вентиляционных порах соединится, сохраняя отверстие открытым. В работе (Eninger J.E., 1974) было предложено аналитическое решение для расчета требуемой толщины пленки и диаметра отверстия в сетке артерии. Размер отверстия в сетке артерии определяет максимальное капиллярное давление, которое артерия может поддержать. Таким образом, необходим компромисс в выборе диаметра отверстия.

К числу самых оригинальных проектов относятся конструкции АрТТ с опорной и спиральной артерией (рисунок 3а, б). Эти конструкции были опробованы на орбитальной астрономической обсерватории (ОАО-С) (Wanous D.J. et al., 1975). В конструкции опорной артерии возникали трудности при заполнении артерии жидкой фазой рабочего тела из-за ее чувствительности к газовому пузырьку, присутствующему в артерии. Конструкция спиральной артерии была самозаполняющаяся. Однако из-за низкого соотношения объема пар/



а – опорная конструкция; б – спиральная.

рисунки 3. Различные варианты конструкции АрТТ

жидкость конструкция была восприимчива к блокировке конденсатора НГ или лишней жидкостью.

Рассмотрение всех разработок АрТТ выходит за рамки этой статьи. Информация по другим конструкциям АрТТ может быть найдена в статье доктора Шлитта (*Schlitt R.*, 1997).

## 1. Постановка задачи

Ранее было сказано, что блокировка артерии газовыми пузырьками была серьезной проблемой для АрТТ. Пузырьки пара теплоносителя или некоидепсирующегося газа (НГ) неизбежно появляются в процессе эксплуатации тепловых труб. Кроме того, НГ может быть принудительно введен во внутренний объем тепловой трубы для регулирования теплопередающей способности. Пузырьки образуются в жидкости, а схлопывание пузырька в основном обуславливается процессами конденсации, диффузии и растворения. Растворение пузырька может занять длительное время – от многих часов до нескольких дней. Затем пузырьки могут быть конвективно перенесены в испаритель, где они могут быстро увеличиться в размерах из-за перегрева артерии при подводе тепла. Если пузырек становится достаточно большим за счет слияния мелких пузырьков до того, как достигнет испарителя, он может частично или полностью заблокировать артерию, что приведет к низкой проницаемости или полному пересыханию артерии. В этом случае пузырек продолжит свой рост до тех пор, пока не наступит пересыхание испарителя.

Было выявлено пять различных механизмов появления пузырьков НГ в артерии, что и стало основой численных и экспериментальных исследований этой работы.

1. Во время замерзания теплоносителя НГ растворяется в паре, находящемся в жидкости, а затем формирует пустоты в замороженном твердом теплоносителе. Как только замороженный теплоноситель размораживается, пузырьки НГ растворяются в его жидкой фазе. (*Antoniuk D. et al.*, 1980).

2. В случае подвода к тепловой трубе значительной тепловой нагрузки за короткий промежуток времени НГ выталкивается в конец конденсатора и парциальное давление НГ над артериальной жидкостью уменьшается. Как результат, НГ, растворенный в жидкости, выйдет из раствора, образуя пузырьки в артерии в зоне конденсации (*Holmes H.R. et al.*, 1986). Кроме того, при быстром увеличении мощности образование пузырьков при кипении может произойти там, где артерия соединяется со стенкой, так как жидкость здесь может быть перегретой по отношению к температуре насыщения.

3. В том случае, если температура конденсатора падает внезапно, жидкость в артерии может стать перегретой из-за большой разницы в теплообмене между жидкостью в артерии и жидкостью в канавках. Если перегрев становится значительным, в артерии могут образоваться пузырьки НГ

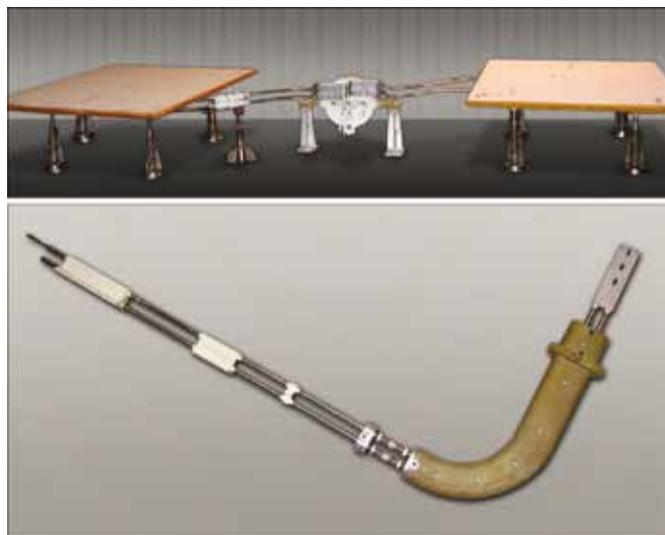
(*Holmes H.R et al.*, 1986).

4. Ускорение ракетносителя во время выведения и другие манипуляции с КА на земле могут привести к образованию пузырьков. К такому же эффекту приводит увеличение наклона тепловой трубы относительно горизонта в условиях наземных испытаний.

5. Если для тепловой трубы, работающей в условиях микрогравитации, возможны циклы остановки/запуска, то также есть вероятность появления пузырьков в артерии.

Основная цель этой работы заключалась в изучении поведения циркуляции теплоносителя с учетом возможного появления пузырьков пара и НГ в конструкции артериальной тепловой трубы. Были рассмотрены две различные тепловые трубы, использующие одинаковую конструкцию артерии: АрТТ переменной проводимости и АрТТ постоянной проводимости. Была разработана численная модель для изучения циркуляции теплоносителя с учетом возможного появления пузырьков пара и НГ. Математическая модель была основана на испытаниях, представленных в работе (*Antoniuk D. et al.*, 1980). Были также приняты во внимание уравнения законов сохранения импульса и энергии.

Рассматривается система аммиак–азот–водород. Такая комбинация компонентов, принимающих участие в работе тепловой трубы (рисунок 4) в ранее опубликованных работах не исследовалась. Сознательное введение в АрТТ НГ для регулирования ее теплопередающей способности вызывает дополнительные проблемы: возрастает риск образования пузырьков в артериях в связи с тенденцией к диффузии газа в артериальную жидкость. Последняя задача была исследована с использованием численного моделирования. Также было проведено экспериментальное исследование для подтверждения надежности циркуляции теплоносителя в артерии при различных сценариях формирования пузырька.



**рисунок 4.** Тепловые трубы КА серии «Космос»

## 2. Формулировка основных уравнений

Для изучения скорости нарастания/схлопывания пузырьков в артериях была разработана одномерная модель сферического пузырька. Нарастание/схлопывание обуславливается граничными условиями в теплоносителе непосредственно рядом с поверхностью пузырька. На рисунке 1 показана артерия, используемая в последующем анализе. Такая артерия представляет собой окружность с гидравлическим радиусом 0,98 мм. Геометрия модели показана на рисунке 5. Сферический пузырек, состоящий из паров аммиака и НГ, предположительно формируется в артерии в результате действия одного из пяти механизмов, описанных ранее.

Основные допущения, сделанные в этой работе:

1. Пузырек пара остается сферическим при своем росте или схлопывании.

2. Теплоноситель представляет собой раствор с малым содержанием НГ.

3. Растворимость НГ в теплоносителе не зависит от других компонентов, имеющих в растворе.

При этих допущениях для многокомпонентной смеси уравнение неразрывности в молях и сферических координатах относительно центра пузырька может быть записано в виде

$$\frac{\partial x_\alpha}{\partial t} + u_r \frac{\partial x_\alpha}{\partial r} = D_{\alpha,\beta} \left[ \frac{1}{r^2} \frac{\partial}{\partial r} \left( r^2 \frac{\partial x_\alpha}{\partial r} \right) \right],$$

где  $\alpha$  – относится к газу (азот или водород);

$\beta$  – относится к жидкому аммиаку;

$D_{\alpha,\beta}$  – диффузивность массы,  $\frac{M^2}{c}$ ;

$x$  – концентрация газа в жидкости;

$r$  – радиальные координаты, м;

$u$  – скорость,  $\frac{M}{c}$ .

В расчетах необходимо учитывать изменения теплофизических свойств теплоносителя в зависимости от температуры.

Радиальная скорость жидкости сферического пузырька в радиальных координатах может быть вычислена методом простой итерации, решая уравнение закона сохранения массы

$$\left[ \frac{\partial}{\partial r} (r^2 u_r) = 0 \right]$$

$$u_r = \left( \frac{R}{r} \right)^2 \frac{dR}{dt},$$

где  $R$  – радиус пузырька, м;

$t$  – время, с.

Запишем уравнение движения, предполагая, что гравитационные эффекты незначительны в радиальных координатах

$$\frac{\partial u_r}{\partial t} + u_r \frac{\partial u_r}{\partial r} =$$

$$= -\frac{1}{\rho_\beta} \frac{\partial P}{\partial r} + \frac{\mu_\beta}{\rho_\beta} \left[ \frac{1}{r^2} \frac{\partial}{\partial r} \left( r^2 \frac{\partial u_r}{\partial r} \right) - \frac{2\mu_\beta}{r^2} \right],$$

где  $P$  – давление, Па;

$\rho$  – плотность,  $\frac{кг}{м^3}$ .

Примем во внимание следующее соотношение

$$r = R, r = R_a,$$

где  $R_a$  – радиус артерии, м.

После интегрирования уравнения движения получим

$$\begin{aligned} R \frac{\partial^2 R}{\partial t^2} + \frac{3}{2} \left( \frac{dR}{dt} \right)^2 &= \\ &= \frac{P(r=R) - P(r=R_a)}{\rho_\beta}. \end{aligned} \quad (1)$$

Правая часть уравнения (1) может быть записана следующим образом:

$$\begin{aligned} P(r=R) - P(r=R_a) &= \\ &= [P(r=R) - P_v(r=R)] + \\ &+ [P_v(r=R) - P_v(T_c)] + \\ &+ [P_v(T_c) - P_v(T_e)] + \\ &+ [P_v(T_e) - P(r=R_a)], \end{aligned} \quad (2)$$

где  $v$  – относится к пару;

$T$  – температура, К;

$c$  – относится к конденсатору;

$e$  – относится к испарителю.

Баланс сил на поверхности пузырька будет выглядеть следующим образом:

$$\begin{aligned} P(r=R) - P_v(r=R) &= \\ &= -\frac{2\sigma(T_c)}{R} - \frac{4\mu_\beta}{R} \frac{dR}{dt}, \end{aligned} \quad (3)$$

где  $\sigma$  – поверхностное натяжение,  $\frac{Н}{м}$ .

С учетом формул (2) и (3) уравнение (1) примет следующий вид:

$$\begin{aligned} R \frac{d^2 R}{dt^2} + \frac{3}{2} \left( \frac{dR}{dt} \right)^2 &= \frac{P_v(T_c) - P_v(T_e)}{\rho_\beta} + \\ &+ \frac{R * T_c \left( \sum_{\alpha=1}^2 N_\alpha \right)}{\rho_\beta \left( \frac{4}{3} \right) \pi R^3} + \frac{2\sigma(T_c)}{\rho_\beta} \left[ \frac{1}{R_m} - \frac{1}{R} \right] - \frac{4\mu_\beta}{\rho_\beta R} \frac{dR}{dt}, \end{aligned}$$

$$P_v(T_e) - P(r=R_a) = 2\sigma(T_c)/R_m,$$

где  $R_m$  – радиус (м) мениска в углах между стенкой тепловой трубы и сеткой артерии как схематически показано на рисунке 5. Точное значение  $R_m$  определить достаточно сложно, но влияние  $R_m$  на решение имеет второстепенное значение.

В качестве начальных и граничных условий для рассматриваемой задачи были приняты следующие значения:



рисунок 5. К расчету радиуса пузырька

$$x_\alpha(r, 0) = X_{\alpha, 0} \text{ при } R \leq r \leq R_a,$$

$$R(0) = R_i \text{ и } \frac{dR}{dt}(0) = 0,$$

$$x_\alpha(R_a, t) = X_{\alpha, 0},$$

$$x_\alpha(R, t) = X_{\alpha, 1}.$$

Отметим, что граничные условия для пузырька  $X_{\alpha, 1}$  должны пересчитываться на каждом временном шаге расчета до тех пор, пока не перестанет меняться радиус пузырька. Начальную концентрацию растворенного НГ в конце конденсатора можно рассчитать по закону Дальтона

$$\sum_{\alpha=1}^2 y_\alpha = 1 - \left( \frac{P_v(T_c)}{P_v(T_e)} \right),$$

где  $y_\alpha$  – мольная концентрация вещества.

Мольная концентрация вещества  $f y_\alpha$  в НГ либо должна быть задана, либо может быть определена из уравнения Аррениуса. Тогда мольная концентрация каждого компонента в растворе  $X_{\alpha, 0}$  может быть вычислена с помощью закона Генри

$$X_{\alpha, 0} = \frac{f y_\alpha \left( \sum_{\alpha=1}^2 y_\alpha \right) P_v(T_e)}{k_H(T_c)}, \quad (5)$$

где  $f y_\alpha$  – мольная концентрация вещества в НГ;  
 $k_H$  – постоянная Генри, атм.

Согласно закону Рауля  $[P_\beta = x_\beta P_v(T_c)]$  можно предположить, что парциальное давление внутри пузырька равно давлению насыщения в конденсаторе при соответствующей температуре. Тогда для заданного исходного радиуса пузырька можно рассчитать общее количество молей НГ внутри пузырька через баланс сил поперек поверхности пузырька. Наконец, начальная мольная концентрация на внешней поверхности пузырька может быть вычислена по закону Генри следующим образом:

$$x_{\alpha, 1} = \frac{f x_\alpha \left( \sum_{\alpha=1}^2 N_\alpha \right) \left( \frac{R^* T_c}{(4/3) \pi R^3} \right)}{k_H(T_c)},$$

где  $f x_\alpha$  – мольная концентрация НГ, растворенного в жидкости;

$N$  – число молей;

$R^*$  – универсальная газовая постоянная,  $\frac{\text{кДж}}{\text{кмоль} \cdot \text{К}}$ .

Мольная концентрация НГ, растворенного в жидкости  $f y_\alpha$ .

По уравнению диффузии для заданного шага по времени с учетом заданных граничных условий может быть вычислен молярный поток НГ в радиальном направлении. Такой расчет основан на использовании закона Фика о бинарной диффузии

$$J_\alpha = -C_\beta D_{\alpha, \beta} \frac{\partial x_\alpha}{\partial r}, \quad (6)$$

где  $J_\alpha$  – молярный поток вещества  $\alpha$ ,  $\frac{\text{кмоль}}{\text{м}^2 \cdot \text{с}}$ ;

$C_\beta$  – концентрация молей в растворителе,  $\frac{\text{кмоль}}{\text{м}^3}$ .

По уравнению (6) может быть вычислено время изменения концентрации компонентов. Таким образом,  $X_{\alpha, 1}$  может быть вычислено на каждом временном интервале.

Если пузырек образовался в зоне конденсации, он перемещается в испаритель. Испарение в этом случае может происходить на поверхности пузырька. Для расчета увеличения объема пузырька за счет испарения рабочей жидкости с его поверхности необходимо дополнительно воспользоваться уравнением энергии

$$\frac{\partial T}{\partial t} + u_r \frac{\partial T}{\partial r} = \left( \frac{k_\beta}{\rho_\beta c_{p\beta}} \right) \left[ \frac{1}{r^2} \frac{\partial}{\partial r} \left( r^2 \frac{\partial T}{\partial r} \right) \right], \quad (7)$$

где  $C_p$  – удельная теплоёмкость при постоянном давлении,  $\frac{\text{Дж}}{\text{кг} \cdot \text{К}}$ ;

$k$  – теплопроводность,  $\frac{\text{Вт}}{\text{м} \cdot \text{К}}$ .

Следует отметить, что в формуле (7) не учитывалась энтальпия, обусловленная диффузией растворенного НГ. При этом было принято допущение, что данная величина является относительно малой. Кроме того, предполагалось, что эффекты Соре и Дюфура незначительны, и ими также можно пренебречь. Дополнительные начальные и граничные условия были приняты следующими:

$$T(r, 0) = T_e,$$

$$T(R_a, t) = T_e,$$

$$\frac{dT}{dr}(R, t) = \frac{\rho_\beta(v) h_{fg}}{k_\beta} \frac{dR}{dt},$$

где  $h_{fg}$  – скрытая теплота парообразования,  $\frac{\text{Дж}}{\text{кг}}$ .

Кроме того, должно выполняться уравнение материального баланса для границы раздела фаз пар –

жидкость, что приводит к следующему соотношению для расчета скорости жидкости

$$u_r = \varepsilon \left( \frac{R}{r} \right)^2 \frac{dR}{dt},$$

$$\varepsilon = 1 - \frac{\rho_\beta(v)}{\rho_\beta(l)},$$

где  $l$  – жидкость.

Для того чтобы упростить решение задачи роста и уменьшения объема образующегося пузырька с учетом диффузии и парообразования, такую задачу можно рассматривать как происходящую на двух различных характерных участках.

Теплофизические и термодинамические свойства аммиака рассчитывались в зависимости от температуры с помощью отношений, представленных в работе (Brennan P.J. et al., 1979). Константы Генри для пары водород–аммиак и пары азот–аммиак были взяты из статьи (Sawant M.R. et al., 2006). Диффузия водорода и азота в аммиак рассчитана с помощью метода Тина-Калусса (Tyn M.T. et al., 1975).

Для решения основных уравнений и их граничных условий, описанных ранее, был разработан численный код, основанный на методе конечных элементов Галеркина. Для решения проблемы подвижной границы нарастающего/схлопывающегося пузырька был адаптирован произвольный метод Лагранжа-Эйлера. Уравнение количества движения (8) было решено с помощью метода решения уравнений четвертого порядка Рунге-Кутты.

Количество конечных элементов равняется 100. Чтобы охватить большие градиенты на границе (поверхности) раздела пузырька, конечные элементы были распределены с использованием логарифмической функции.

Для роста пузырька при испарении последовательность решения численным методом была схожа с последовательностью для диффузии, описанной ранее.

## ВЫВОДЫ

Были исследованы тепловые трубы переменной и постоянной проводимости, использующие артерию сегментной конструкции. Изучено явление возникновения внутри артерии пузырьков НГ. Рассмотрены разработанные ранее конструкции АртТ, на стабильной работе которых отрицательно сказывалось образование пузырьков пара и НГ, предложены варианты решений данной проблемы. Были сформулированы уравнения одномерной нестационарной фильтрации, момента и энергии в радиальных координатах. Чтобы справиться с задачей движущейся границы пузырька, был применен численный метод Лагранжа-Эйлера. Численный метод подтвержден известной однородной задачей зарождения пузырька. Полученные уравнения составлены для двух различных вариантов: первый вариант предполагает диффузию НГ в теплоноси-

тель в конденсаторе, а второй обуславливается испарением на поверхности пузырька в испарителе. Эти две задачи были смоделированы отдельно.

Результаты расчетов и их обсуждение будут представлены в следующей статье.

Авторы приносят благодарность за оказанную методическую помощь при подготовке статьи А. Торессу (Iberespacio, Испания) и В. Бузу (Одесский национальный университет им. И.И. Мечникова, Украина).

## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

- Блинчевский И.М., Аптекарь Б.Ф., Баум Я.М. Тепловые трубы с артериальными капиллярными системами // Промышленная теплотехника, 1983. 5(6). Р. 26-29.
- Патент США. № 2350348, 1944.
- Antoniuk D., Edwards D.K. Depriming of arterial heat pipes: an investigation of CTS thermal excursions // NASA-CR-165153, 1980. Р. 14-18.
- Brennan P.J., Kroliczek E.J. Heat Pipe Design Handbook // NASA NAS5-32406, Maryland, 1979. Р. 62-67.
- Eninger J.E. Menisci coalescence as a mechanism for venting non-condensable gas from heat-pipe arteries // AIAA-1974-748, 1974. Р. 1-8.
- Goncharov K.A., Orlov A.A., Kolesnikov V.A., Kochetkov A.A. Arterial heat pipes in Russian spacecraft // IV Minsk International Seminar in Heat pipes, Heat Pumps, Refrigerators, 2000. Р. 98-102.
- Holmes H.R., Field A.R. The gas-tolerant high-capacity tapered artery heatpipe // AIAA-1986-1343, 1986. Р. 1-7.
- Sawant M.R., Patwardhan A.W., Gaikar V.G., Bhaskaran M. Phase equilibria analysis of the binary N<sub>2</sub>-NH<sub>3</sub> and H<sub>2</sub>-NH<sub>3</sub> systems and prediction of ternary phase equilibria // Fluid Phase Equilib, 2006. 239. Р. 52-62.
- Schlitt R. Evolution of heat pipe technology for satellite application // 10th International Heat Pipe Conference, 1997. Р. 2-11.
- Tyn M.T., Calus W.F. Temperature and concentration dependence of mutual diffusion coefficients of some binary liquid systems // J. Chem. Eng. Data, 1975. 20 (3). Р. 310-316.
- Wanous D.J., Marcus B.D., Kirkpatrick J.P. A variable conductance heat pipe flight experiment: performance in space // AIAA-1975-725, 1975. Р. 5-17.

Статья поступила в редакцию 02.08.2012 г.

## ВАКУУМНЫЕ ТЕХНОЛОГИИ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ТОНКОПЛЕНОЧНЫХ ТЕНЗОРЕЗИСТОРОВ НА ОСНОВЕ СУЛЬФИДА САМАРИЯ ДЛЯ АЭРОКОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

*В.В. Каминский,*  
доктор технических наук\*,  
vladimir.kaminski@mail.ioffe.ru;  
*V.V. Kaminski\*\*\*\**

*Н.М. Володин\*\*,*  
tenzo@laspace.ru;  
*N.M. Volodin\*\*\*\**

*Ю.Н. Мишин,*  
аспирант\*\*,  
tenzo@laspace.ru;  
*Ju.N. Mishin\*\*\*\**

*Н.В. Шаренкова,*  
кандидат физико-  
математических наук\*,  
vladimir.kaminski@mail.ioffe.ru;  
*N.V. Sharenkova\*\*\**

*Показаны особенности полупроводниковых редкоземельных соединений на основе сульфида самария. Рассмотрены вопросы получения тонких пленок в вакууме и зависимость их характеристик от технологических режимов испарения и конденсации. Приведены различные способы испарения моносulfида самария, позволяющие получить стехиометрический состав в тонких пленках. Анализируются результаты исследования экспериментальных тонких пленок, полученных различными методами.*

*Ключевые слова: моносulfид самария; тензорезистор; постоянная кристаллической решетки; испаритель; лазерное напыление; зонная структура; энергетический уровень; зона проводимости; коэффициент тензочувствительности.*

### ВВЕДЕНИЕ

Тензорезисторы на основе моносulfида самария (SmS) находят применение в аэрокосмической промышленности (Володин Н.М., Мишин Ю.Н., Каминский В.В., Захаров Ю.В., 2012; Володин Н.М., Мишин Ю.Н., Каминский В.В., Макаров В.П., 2012). Технология изготовления тонкопленочных тензорезисторов на основе SmS освоена на уровне мелкосерийного производства на НПО им. С.А. Лавочкина. Интегральное исполнение датчиков механических величин с использованием моносulfида самария достаточно хорошо отработано.

Среди известных материалов моносulfид самария имеет максимальную тензочувствительность. Даже на поликристаллических пленках SmS можно получить коэффициент тензочувствительности до  $K=(\Delta R/R)/(\Delta L/L)=100$ , причем на любом субстрате,

\* Физико-технический институт им. А.Ф. Иоффе РАН, Россия, г. Санкт-Петербург.

\*\* ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.

## VACUUM TECHNOLOGIES OF THIN-FILM RESISTIVE-STRAIN SENSORS PRODUCTION BASED ON SAMARIUM SULFIDE FOR AEROSPACECRAFT

*С.М. Соловьев,*  
кандидат физико-  
математических наук\*,  
vladimir.kaminski@mail.ioffe.ru;  
*S.M. Solovyev\*\*\**

*The article describes features of semiconductor rare earth compounds based on samarium sulfide.*

*The article considers the problems of thin films generation in vacuum and dependence of their characteristics on evaporation and condensation technological modes.*

*Different methods of samarium monosulfide evaporation which allow getting of stoichiometric composition in thin films are described in the article. Results of researches of experimental thin films produced by different methods are also analyzed.*

*Keywords:*  
*samarium monosulfide;*  
*resistive-strain sensor; lattice constant;*  
*evaporator; laser-beam evaporation;*  
*band structure; energy level;*  
*conduction band; strain sensitivity factor.*

выдерживающем температуру 300°C. Градуировочная характеристика моносulfида самария линейна; величины температурного коэффициента сопротивления, тензочувствительности и электрического сопротивления можно варьировать, изменяя режимы испарения и конденсации; материал температурно- и радиационностойкий и сохраняет свои характеристики в диапазоне -250...+400°C.

### 1. Особенности технологии редкоземельных полупроводниковых соединений на основе сульфида самария

Ионы самария легко изменяют свою валентность под действием всевозможных внешних условий  $Sm^{2+} \rightarrow Sm^{3+}$  и наоборот. С одной стороны, это поз-

\*\*\* Ioffe Physical Technical Institute of the Russian Academy of Sciences, Russia, St. Petersburg.

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

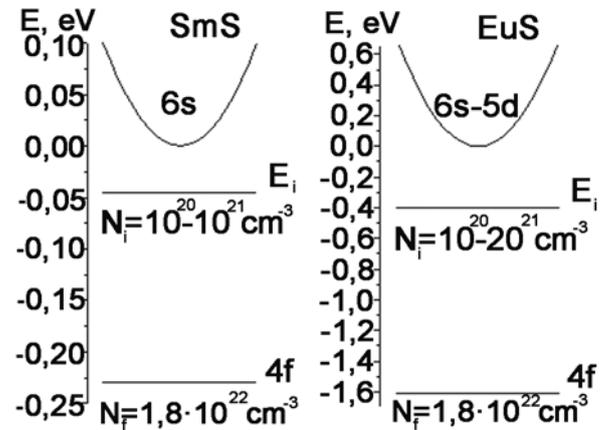
воляет полупроводниковому материалу на основе SmS быть оптимальным для изготовления датчиков физических величин, а также для преобразователей тепловой энергии в электрическую. Однако, с другой стороны, выше указанное свойство приводит к необходимости очень тщательного подбора технологических методик и режимов технологических операций по температуре, давлению и т.д.

На примере сравнения SmS с наиболее близким к нему соединением, EuS (европий имеет одинаковую с самарием электронную структуру, атомный вес, находящимся рядом в таблице Менделеева, имеющим одинаковый параметр кристаллической решетки) можно показать разницу в степени сложности технологий их синтеза и проведения других технологических операций. Технология изготовления пленок SmS гораздо сложнее.

Наш большой опыт напыления тонких полупроводниковых поликристаллических пленок SmS показывает, что параметр кристаллической решетки пленок находится в пределах от 5.88 Å до 5.96 Å, в то время как параметр решетки объемного образца составляет 5.97 Å. Такое уменьшение параметра решетки связано с появлением в пленке ионов Sm<sup>3+</sup>, которые имеют ионный радиус 0.96 Å, в то время как для иона Sm<sup>2+</sup>, из которых состоит объемный образец SmS, ионный радиус равен 1.14 Å. Различие в параметрах решетки пленок отражает тот факт, что в разных пленках мы имеем различное количество ионов Sm<sup>3+</sup>. Наши эксперименты по напылению тем же взрывным методом, что и пленки SmS, проведенные на EuS, в котором ионы европия всегда двухвалентны, показали, что у поликристаллических пленок EuS параметр решетки всегда равен 5.97 Å и по величине почти такой же, как у объемных образцов.

Для объяснения этой разницы EuS и SmS рассмотрим электронную зонную структуру обоих полупроводников, представленную на рисунке 1. Из рисунка видно, что уровни E<sub>i</sub>, за наличие которых ответственны ионы Sm<sup>2+</sup> и Eu<sup>2+</sup>, расположенные не в регулярных позициях подрешетки металла, в SmS находятся на расстоянии ~0.04 eV, в то время как в EuS они расположены в десять раз глубже, на расстоянии ~0.4 eV при примерно одинаковой концентрации N<sub>i</sub>=10<sup>20</sup>-10<sup>21</sup> см<sup>-3</sup>. Из этого следует, что для заброса электрона в зону проводимости с примесного уровня E<sub>i</sub> и перехода редкоземельного металла из двух- в трехвалентное состояние в SmS требуется в десять раз меньшая энергия, чем в EuS (меньшая температура, меньшее давление и т.д.). Следует еще отметить такое специфическое свойство SmS, как возможность перехода моттовского типа, при котором из-за экранировки ионов самария электронами проводимости все ионы Sm<sup>2+</sup> спонтанно переходят в трехвалентное состояние (при гидростатическом сжатии это приводит к фазовому переходу полупроводник-металл в SmS при рекордно низком для физики твердого тела давлении (6.5 кбар)). Всё это существенно усложняет технологию изготовления полупроводниковых пленок SmS, в которых в идеале все ионы самария долж-

ны быть двухвалентными. Дополнительную сложность накладывает высокая температура плавления SmS (2300°C) и возможность реакций диспропорционирования при T>1200°C (4SmS→Sm<sub>3</sub>S<sub>4</sub>+Sm).



6s, 6s-5d – зоны проводимости SmS и EuS; 4f – энергетический уровень, соответствующий f-электронам ионов Sm<sup>2+</sup> и Eu<sup>2+</sup>, находящимся в регулярных узлах кристаллической решетки типа NaCl; E<sub>i</sub> – примесные уровни, соответствующие f-электронам Sm<sup>2+</sup> и Eu<sup>2+</sup>, находящимся не в регулярных узлах кристаллической решетки.

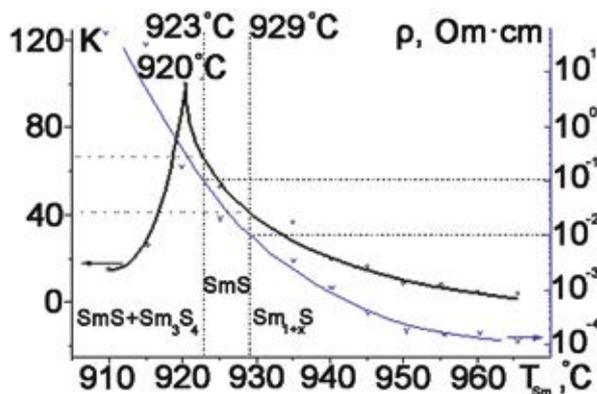
**рисунки 1.** Зонные структуры SmS и EuS вблизи дна зоны проводимости

Практическое применение при изготовлении тензорезисторов нашел метод получения тонких пленок SmS, основанный на взрывном (дискретном) испарении порошка исходного материала в вакууме с последующим осаждением паров на нагретую подложку (Слуцкая В.В., 1962). Принципиально возможно применение и других методов: напыление из двух источников и лазерное напыление. Рассмотрим все эти методы.

## 2. Напыление из двух источников

Методика получения пленок одновременным испарением в вакууме самария и серы из двух различных испарителей впервые описана в работе (Гребинский С.И. и др., 1983). Она позволяет готовить поликристаллические слои с широким спектром составов системы Sm-S. Температура испарителя серы (T<sub>s</sub>) поддерживается постоянной, T равной 98°C, а температура испарителя самария (T<sub>Sm</sub>) в различных экспериментах менялась в интервале от 910 до 965°C. Зависимости удельного сопротивления и коэффициента тензочувствительности полученных пленок от T<sub>Sm</sub> представлены на рисунке 2.

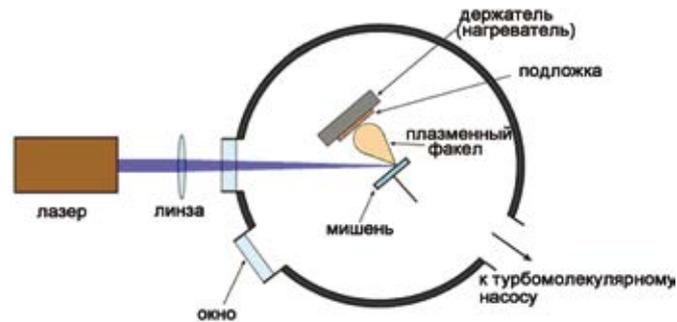
Из сравнения с пленками, напыленными взрывным методом, по ρ, можно заключить, что пленки, близкие по составу к SmS, получаются при 923<T<sub>Sm</sub><929°C. При T<sub>Sm</sub>>929°C наблюдается снижение удельного электрического сопротивления ρ и коэффициента тензочувствительности K вследствие шунтирующего влияния избыточных ионов Sm. Повышение ρ и K при 920°C<T<sub>Sm</sub><923°C объясняется образованием не-



**рисунок 2.** Зависимость коэффициента тензочувствительности и удельного сопротивления тонких пленок системы Sm-S, полученных методом напыления из двух источников, от температуры испарителя самария

которого количества  $Sm_3S_4$ , как это имеет место при синтезе объемных поликристаллов системы Sm-S при избытке серы (Каминский В.В., Смирнов И.А., Голубков А.В., Сергеева В.М., 1980). Малые добавки  $Sm_3S_4$  в SmS могут лишь повышать K (Каминский В.В., Смирнов И.А., Голубков А.В., Сергеева В.М., 1980), что и демонстрирует пленка, полученная при  $T_{Sm} = 920^\circ C$ , которая имеет максимальное значение K. В интервале температур  $923 \div 929^\circ C$  значения K изменяются от 40 до 70. Такие величины характерны для пленок SmS стехиометрического состава, полученных взрывным методом. Это еще раз подтверждает, что в интервале температур испарителя самария  $\sim 926 \pm 3^\circ C$  при напылении из двух источников получаются пленки SmS стехиометрического состава. Они обладают приемлемыми электрическими свойствами и степенью дефектности, сравнимой с таковой у пленок, полученных взрывным методом. Критерием степени дефектности служат размеры области когерентного рассеяния рентгеновского излучения (ОКР), которые в данных пленках имеют величину  $150 \div 250 \text{ \AA}$ .

Из приведенных результатов следует, что для получения воспроизводимых параметров пленки по K и  $\rho$  требуется прецизионно точное поддержание температуры испарителя самария ( $\pm 0.5^\circ C$ , т.к. зависимость K от  $T_{Sm}$  в интервале  $T = 923 \div 929^\circ C$  весьма существенна). Другим недостатком этого метода является отсутствие возможности напыления твердых растворов на основе SmS, т.к. введение третьего испарителя еще более усложнит проблему воспроизводимости результатов.



**рисунок 3.** Установка для лазерного напыления пленок SmS

### 3. Лазерное напыление

Известно использование лазерного метода для получения тонких конденсированных слоев различных тугоплавких и труднолетучих соединений. Схема реализации этой методики представлена на рисунке 3.

Впервые этот метод применен А.М. Богодельным и Н.Н. Набока для изготовления тонких пленок SmS (Богодельный А.М., Набока М.Н., Маринчева В.Е., 1986). Нами он был использован при изготовлении пленочных тензорезисторов на основе моносulfида самария (Богодельный А.М., Каминский В.В., Романова М.В., Сосова Г.А., 1989). Исходное вещество, спрессованное в виде таблетки, распылялось в вакууме импульсами лазерного излучения с энергией  $\sim 100$  Дж длительностью  $\sim 1$  мс и осаждалось через маску на нагретую подложку из полиамидной пленки или силикатного стекла со скоростью  $\sim 10$  мкм/с. Состав слоев, осажденных из лазерной плазмы, контролировался с помощью рентгеноспектрального флуоресцентного анализа и соответствовал составу исходного вещества. Параметры полученных слоев приведены в таблице 1 (Богодельный А.М., Каминский В.В., Романова М.В., Сосова Г.А., 1989). Как следует из таблицы, основным недостатком таких пленок является низкий коэффициент тензочувствительности по сравнению с пленками, изготовленными взрывным методом. Попытки увеличить K путем допирования материала европием приводят к неоправданному увеличению температурного коэффициента сопротивления (ТКС) материала пленок.

Причины этого связаны со структурными особенностями лазерных конденсатов на основе SmS. Меньшие значения подвижности по сравнению с пленками, полученными взрывным методом ( $0.1 \div 1 \text{ см}^2/V \times c$ ), а также коэффициента тензочувствительности объясняются большей дефектностью пленок, отража-

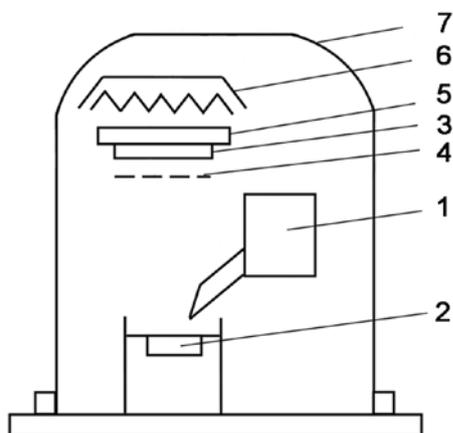
**таблица 1** – Параметры тонких пленок, полученных лазерным методом

состав	толщина, мкм	$\rho$ , $10^{-2} \text{ Ом} \times \text{см}$	$n_0$ , $10^{21} \text{ см}^{-3}$	холловская подвижность, $\text{см}^2/V \times c$	K	ТКС, $10^{-3} \text{ град}^{-1}$
SmS	0.08	1	10	0.05	13	-1.3
SmS	0.32	2	-	-	28	-1.5
$Sm_{0.94}Eu_{0.06}S$	0.13	1	5	0.1	20	-2.4
$Sm_{0.7}Eu_{0.3}S$	0.17	9	-	-	34	-7.1

ющейся в меньших размерах ОКР. При лазерном напылении величина ОКР равна  $\sim 100 \text{ \AA}$ , а при взрывном –  $125 \div 320 \text{ \AA}$ . Это связано с импульсным характером процесса лазерного напыления, приводящим к остыванию подложки после каждого импульса. В результате при каждом импульсе повторяется начальная фаза образования пленки, характеризуемая малыми значениями характерных размеров областей когерентного рассеяния рентгеновского излучения.

#### 4. Получение пленок SmS взрывным методом

Схема получения пленок SmS методом взрывного испарения в вакууме представлена на рисунке 4. Исходное вещество в виде порошка, полученного дроблением объемных образцов, помещается в дозатор 1. В процессе напыления под действием вибрации с частотой в несколько десятков герц порошок постепенно ( $30 \div 60 \text{ с}$ ) высыпается на испаритель 2. Испаритель представляет собой танталовую (вольфрамовую) лодочку, нагретую проходящим током ( $\sim 150 \text{ A}$ ) до  $2500 \div 2700^\circ\text{C}$ . Каждая из дискретно падающих на испаритель частиц исходного вещества практически мгновенно превращается в пар, который осаждается на подложке 3, нагретой до  $T_{\text{п}} = 300 \div 600^\circ\text{C}$ . Подложка вместе с маской 4 установлена на держателе 5 и нагревается вместе с ним нагревателем 6 (оптическим либо резистивным). Напыление производится в вакуумном колпаке 7, давление  $10^{-4} \text{ Па}$ .



1 – дозатор; 2 – испаритель; 3 – подложка; 4 – маска; 5, 6 – держатель и нагреватель подложки; 7 – вакуумный колпак.

рисунок 4. Схема взрывного испарения

Важным достоинством данного метода является возможность точной передачи на пленку состава исходного вещества, которая обеспечивается высокой температурой испарителя. В таблице 2 приведены результаты напыления различных составов твердых растворов на основе SmS (Володин Н.М. и др., 1988). Для определения состава образцов применялся рентгеноспектральный флуоресцентный анализ (РСФА) по методике, приспособленной для

анализа элементов с близкими атомными номерами. В качестве эталонов использовались пленки SmS известной толщины  $\sim 0.5 \text{ мкм}$  (пленки твердых растворов имели примерно такие же толщины), редкоземельные элементы (РЗЭ) определялись по  $L_{\alpha}$ -спектрам, а сера – по  $K_{\alpha}$ -спектрам. РСФА проводился на аппаратуре VRA-2 фирмы Карл Цейс. Некоторое отличие результатов анализа от исходных данных носит случайный характер, и его следует отнести за счет неравномерности распределения примесного РЗЭ по объему матрицы из SmS в исходном веществе, а также за счет погрешности анализа ( $\leq 10\%$ ).

таблица 2 – Составы исходного вещества и пленок, напыленных взрывным методом

состав	x по закладке в исходном веществе	x по РСФА в пленке
$\text{Sm}_{1-x}\text{Gd}_x\text{S}$	0.10	0.11
	0.20	0.18
$\text{Sm}_{1-x}\text{Lu}_x\text{S}$	0.10	0.09
	0.20	0.22
$\text{Sm}_{1-x}\text{Eu}_x\text{S}$	0.15	0.16
	0.30	0.32

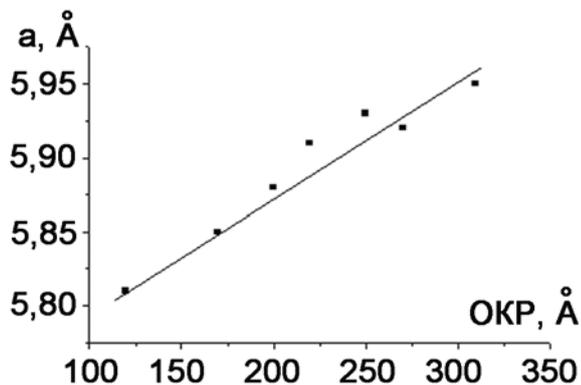
При напылении SmS использовались подложки из сапфира, плавленного кварца, слюды, стекла. Проведенные эксперименты по одновременному осаждению пленок на подложки из различного материала показали, что по электрическим и тензорезистивным свойствам полученные пленки почти не различаются для всех указанных материалов (Гребинский С.И. и др., 1983). Подложка может быть изготовлена практически из любого материала, выдерживающего температуры выше  $300^\circ\text{C}$ .

Параметры тонких плёнок SmS, полученных взрывным методом:

- толщина до 3 мкм;
- удельное электросопротивление  $0.02 \div 0.05 \text{ Ом} \cdot \text{см}$ ;
- концентрация электронов проводимости  $10^{20} \div 10^{21} \text{ см}^{-3}$ ;
- коэффициент тензочувствительности до 100;
- ТКС  $-10^{-4} \div -5 \times 10^{-3} \text{ град}^{-1}$ ;
- ОКР  $125 \div 300 \text{ \AA}$ .

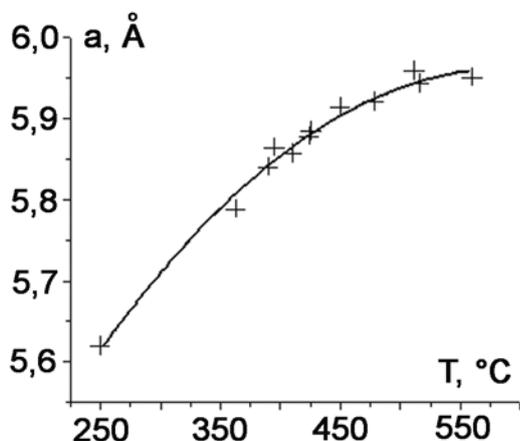
Величины всех приведенных параметров зависят от величины ОКР пленок, т.к. она определяет количество примесных донорных уровней  $E_i$  в материале пленки SmS. В свою очередь, величина ОКР линейно связана с параметром кристаллической решетки поликристаллической пленки (рисунок 5).

Одним из основных параметров технологического процесса получения пленок SmS, позволяющим регулировать их электрические параметры, является температура подложки при конденсации на ее поверхность пленки сульфида самария. На рисунке 6 представлена зависимость параметра кристаллической решетки (а значит, и величины ОКР) тонкой пленки SmS от температуры подложки. Наблюда-



**рисунок 5.** Зависимость параметра кристаллической решетки тонких поликристаллических пленок SmS от размера областей когерентного рассеяния рентгеновского излучения

есть стремление кривой к выходу на насыщение при  $T \sim 500^\circ\text{C}$ . Эти температуры и следует считать оптимальными для получения стабильных и воспроизводимых пленок. Пленки, сконденсированные на холодные подложки ( $T_{\text{п}} \leq 200^\circ\text{C}$ ), были плохо сформированы, их относительное сопротивление монотонно увеличивалось во времени со скоростью  $\sim 2 \times 10^{-3} \text{ мин}^{-1}$ . Пленка, сконденсированная при  $T = 250^\circ\text{C}$ , состояла из поликристаллического SmS, находящегося в металлической фазе, и не представляет интерес для тензометрии, так как имеет малое значение коэффициента тензочувствительности ( $K \sim 5$ ). Таким образом, при температурах подложки от 300 до  $600^\circ\text{C}$  полученные пленки стабильны во времени, а при  $T_{\text{п}} = 500 \div 600^\circ\text{C}$  свойства слоев SmS практически от нее не зависят. Такие пленки пригодны для изготовления тензорезисторов. Достоинством взрывного метода является также его высокая производительность, основанная на высокой скорости процесса: за время  $\sim 1$  мин напыляется тензочувствительный слой SmS для нескольких сотен тензорезисторов (на практике обычно 200–300 шт.).



**рисунок 6.** Зависимость параметра кристаллической решетки ( $a$ ) пленочных резисторов из SmS от температуры подложки при напылении

## закключение

На основании проведенных экспериментов можно сделать вывод, что оптимальным технологическим процессом получения тонкопленочных структур на основе SmS является нанесение их в вакууме взрывным методом. Эта технология отличается максимальной производительностью среди всех рассмотренных, а также позволяет:

- наилучшим образом контролировать структуру изготавливаемых пленок: степень дефектности, величину ОКР, параметр кристаллической решетки;
- достаточно просто регулировать все электрические параметры пленок SmS, т.к. они зависят от структурных параметров;
- точно передавать состав шихты на пленку.

## список литературы

*Богодельный А.М., Каминский В.В., Романова М.В., Сосова Г.А.* Тензорезисторы на основе лазерных конденсатов моносulfида самария. Школа по актуальным вопросам физики и химии соединений на основе РЗЭ // Тез. докл. АН СССР. Красноярск, 1989. С. 16-17.

*Богодельный А.М., Набока М.Н., Маринчева В.Е.* Пленочные тензорезисторы на основе халькогенидов лантаноидов // Тез. докл. IX Всес. конф. «Методы и средства тензометрии и их применение в народном хозяйстве». АН СССР. Кишинев, 1986. С. 90.

*Володин Н.М., Мишин Ю.Н., Каминский В.В., Захаров Ю.В.* Полупроводниковые тензорезисторы на основе моносulfида самария для космических аппаратов. Преобразование деформации // Вестник ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина», 2012. № 2. С. 33-37.

*Володин Н.М., Мишин Ю.Н., Каминский В.В., Макаров В.П.* Тепловые процессы в полупроводниковых тензорезисторах на основе моносulfида самария // Авиационная промышленность, 2012. № 2. С. 54-57.

*Володин Н.М., Каминский В.В., Романова М.В., Сосов Ю.М., Голубков А.В., Сергеева В.М.* Электрические свойства пленок состава  $\text{Sm}_{1-x}\text{Ln}_x\text{S}$  ( $\text{Ln}=\text{Gd}, \text{Lu}, \text{Eu}$ ) // Тез. докл. сем. «Физика магнетизма редкоземельных сплавов». Грозный, 1988. С. 23.

*Гребинский С.И., Каминский В.В., Рябов А.В., Степанов Н.Н., Шульман С.Г.* Тензорезистивный эффект в тонких пленках монокалькогенидов самария. Деп. ЦНИИ «Электроника», 1983. № 9201/84. С. 25.

*Каминский В.В., Смирнов И.А., Голубков А.В., Сергеева В.М.* Тензочувствительный полупроводниковый материал. А. с. № 909913, приоритет от 13.05.1980.

*Слуцкая В.В.* Тонкие пленки в технике сверхвысоких частот. М., Л.: Госэнергоиздат, 1962. 399 с.

Статья поступила в редакцию 08.11.2012 г.

## ОСОБЕННОСТИ КОНСТРУКЦИИ СВЕТОВЫХ МАЯКОВ ДЛЯ ЛУННЫХ ПОСАДОЧНЫХ СТАНЦИЙ



**А.В. Горячев,**  
профессор, доктор  
технических наук\*,  
ics@ckbius.ru;  
**A.V. Goryachev\*\*\*\***



**С.А. Смотряев\*,**  
smot46@mail.ru;  
**S.A. Smotryaev\*\*\*\***

*В статье рассматривается построение световых маяков на основе полупроводниковых источников света, предназначенных для визуализации места посадки лунных станций. Приводится описание конструкции данного оптического лазерного маяка.*

*Ключевые слова: космические аппараты; навигация; маяки; лазеры.*

Успешное развитие полупроводниковых источников света – светодиодов, лазерных диодов, DSSP лазеров с высокими световыми характеристиками (лм/Вт), большим сроком службы (до 100 000 часов) и минимальными массогабаритными параметрами (Аполлонов В.В., 2008) сделало возможным применение их в качестве световых маяков для космических аппаратов, в том числе и для высокоточной локализации планетных посадочных станций.

Наземные и космические оптические системы для наблюдения космических аппаратов (КА) с установленными на них полупроводниковыми источниками света позволяют получать дополнительный независимый канал определения координат этих КА, использовать их для позиционирования посадочных модулей, для определения и уточнения координатной сетки при картографировании планет. Все большее внимание уделяется созданию и применению так называемых световых маяков (Багров А.В. и др., 2011).

Под *световым маяком* понимается прибор (или комплекс приборов), предназначенный для формирования по команде системы управления потока излучения за-

\* ЗАО «Центральное Конструкторское Бюро Информационно-Управляющих Систем», Россия, Москва – Зеленоград.

\*\* ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.

## FEATURES OF LIGHT BEACONS DESIGN FOR LUNAR LANDING STATIONS



**Л.В. Вернигора,**  
аспирант\*\*,  
vlv@laspace.ru;  
**L.V. Vernigora\*\*\*\***



**В.К. Сысоев,**  
доктор технических  
наук\*\*,  
sysoev@laspace.ru;  
**V.K. Sysoev\*\*\*\***

*In the article construction of light beacons on the basis of semi-conductor light sources intended for visualization of lunar stations' landing places is described. The design of this optical laser beacon is described.*

*Key words: spacecraft; navigation; beacons; lasers.*

данной плотности и длины волны с требуемыми энергетическими и пространственно-временными характеристиками. Причем его конструктивное исполнение должно удовлетворять всем эксплуатационным требованиям, предъявляемым к приборам, устанавливаемым на посадочных модулях.

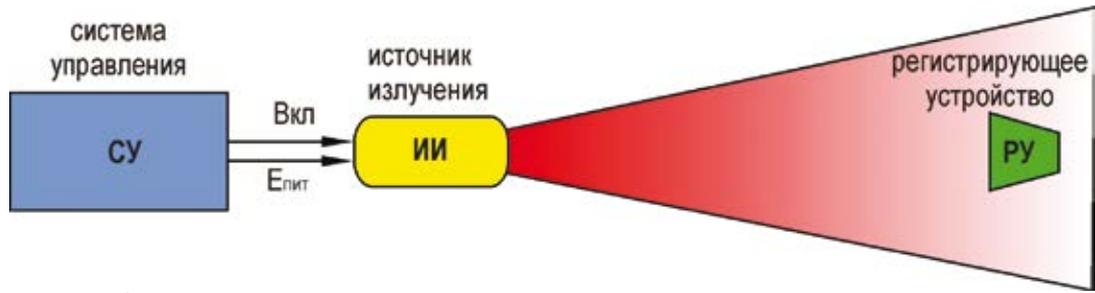
Концептуальной основой построения светового маяка является пространственно-временная модель (рисунок 1) энергетического (информационного) взаимодействия трех составляющих:

- системы управления (СУ);
- источника излучения (ИИ);
- регистрирующего устройства (РУ).

Система управления обеспечивает связь с бортовым комплексом управления оборудованием посадочного модуля (ПМ) КА, по команде которого обеспечивается включение светового маяка, а при наличии механизма ориентации – отработка направленности потока излучения. Включение маяка производится на время пролёта орбитальным аппаратом (ОА) зоны регистрации его излучения телевизионной камерой, после чего маяк выключается до наступления аналогичной ситуации на

\*\*\* Central Design Bureau of Management-Information Systems, Russia, Moscow – Zelenograd.

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



**рисунок 1.** Модель информационного взаимодействия

последующих витках ОА; цикличность функционирования при этом составляет: продолжительность работы – 100 с, последующая пауза – не менее 2-х часов.

Команда на включение вырабатывается при получении соответствующего сигнала от ОА при вхождении его в зону видимости антенны ПМ. Блок-схема работы аппаратуры, имеющей в своём составе световой маяк, представлена на рисунке 2.

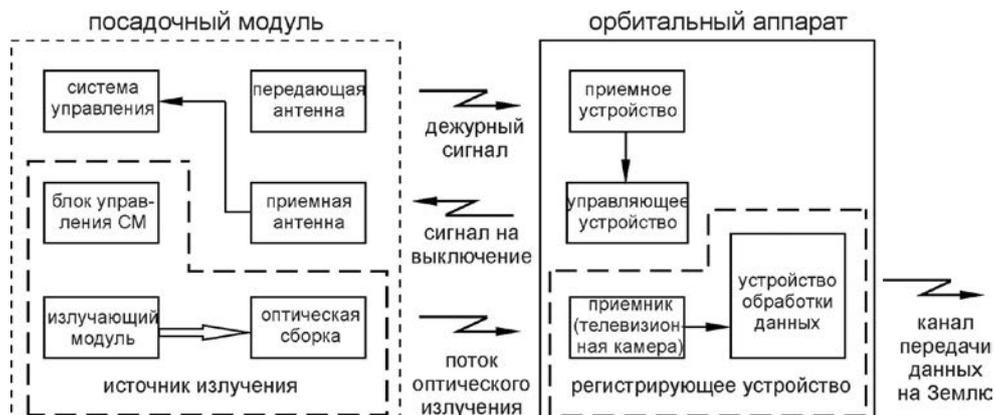
Поток энергии, излучаемый световым маяком, должен быть достаточен для надёжной индикации регистрирующим устройством, помещённым в любую точку зоны его действия. Плотность потока в заданной зоне излучения не должна опускаться ниже определённого уровня: при наличии такого провала излучение маяка становится невидимым для регистратора (*Аванесов Г.А. и др., 2006*). Таким образом, при выборе конструктивного исполнения источника излучения ключевым параметром, характеризующим функционирование системы ИИ→РУ, следует считать минимальную облучённость, создаваемую источником на приёмном окне регистрирующего устройства, с принятым запасом превышающую уровень фона, либо – при его отсутствии – уровень чувствительности регистратора.

Ограничение по энергопотреблению при обеспечении уверенного воздействия на приёмник-регистратор в рассматриваемой области пространства, в том числе и в дальней зоне, вызывает необходимость применения эффективного источника излучения достаточной мощности, допускающего формирование требуемого профиля излучаемого потока. Возможность управления расходимостью потока, определяемая на практике методами геометрической оптики, реализуема при условии, что источник является точечным. Добавим, что световой маяк должен быть установлен на термостабилизи-

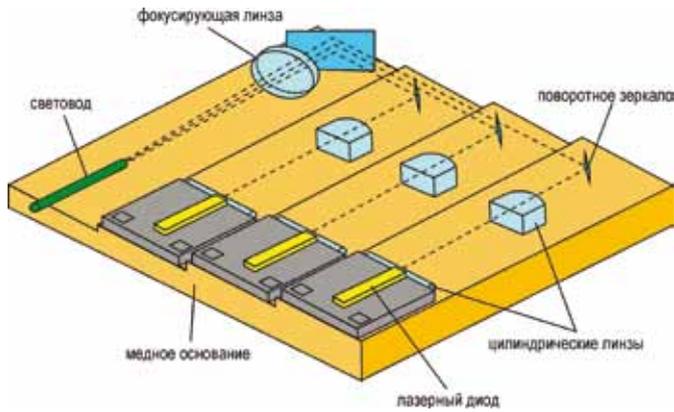
рованной платформе в отсеке КА с внешней тепловой защитой, обеспечивать возможность вывода излучаемой оптической энергии сквозь эту защиту во внешнюю среду и удовлетворять всей совокупности предъявляемых к маяку эксплуатационных требований. Вместе эти обстоятельства однозначно определяют выбор исполнения источника излучения: он должен быть основан на полупроводниковом преобразовании электрической энергии с использованием лазерных диодов и с выводом излучения через световод. В этом случае создаются предпосылки для обеспечения в дальней зоне необходимой концентрации пучка излучения с возможностью наращивания его интенсивности за счёт увеличения числа первичных источников в оптическом тракте излучателя с целью достижения требуемой минимальной облучённости на заданном расстоянии.

Отметим, что светодиодные излучатели в силу невысокой яркости по сравнению с лазерными источниками, а также при значительном размере излучающей поверхности и широком угле охвата потока излучения (90÷120°) обладают крайне низкой эффективностью пространственного преобразования излучения при попытках концентрации его как в дальней зоне, так и при вводе в световод и поэтому не могут составить конкуренции лазерам.

В контексте рассматриваемой тематики в качестве первичных источников излучения световых маяков представляется целесообразным использовать мощные лазерные диоды, излучающие в ближней инфракрасной области – наиболее технически освоенной и частично охваченной зоной чувствительности ПЗС-матриц, служащих приёмниками-регистраторами в применяемых телевизионных камерах (*Аванесов Г.А. и др., 2006*). Таковыми являются, например, высокоэффективные ла-



**рисунок 2.** Блок-схема работы светового маяка



**рисунок 3.** Конструкция излучающего модуля

зерные диоды типоряда Oclaro SES8-808A/B-01 с рабочей длиной волны 808 нм и мощностью до 8 Вт.

Излучение лазерного диода распространяется в пределах двугранного угла, определяемого расходимостью FWHM  $6^\circ \times 27^\circ$  (с вершинами вдоль осей выходного окна: соответственно лежащей в плоскости рп-перехода – длинной и перпендикулярной к ней – короткой). Появляется возможность путём проведения коррекции расходимости с помощью цилиндрических линз совместить в одном тракте излучение нескольких лазерных диодов, объединив их в одном излучающем модуле. При прецизионной корректировке обеспечивается эффективная фокусировка потока на входном торце световода, диаметр которого минимизируют для повышения его гибкости, а также в целях повышения качества последующего пространственного преобразования излучения.

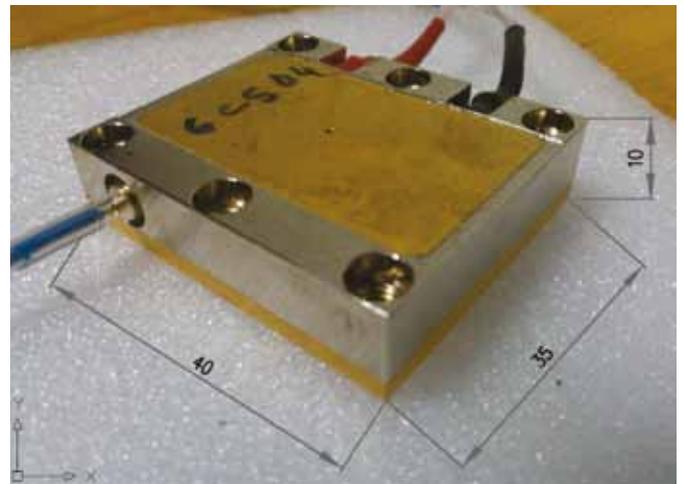
Примером модулей с эффективным выводом излучения через световод минимального диаметра (до 0,1 мм) могут служить изготавливаемые на базе Института физики твёрдого тела РАН излучающие модули типа MU0X-808-01. На рисунке 3 приведена схема такого модуля с тремя лазерными диодами.

Медное основание излучающего модуля имеет ступени, на каждой из которых располагается лазерный диод с цилиндрическими линзами; последовательно корректирующими расходимость: сначала – по короткой оси ( $27^\circ$ ), а затем – по длинной ( $6^\circ$ ), и поворотное зеркало. Ступенчатое расположение лазерных диодов позволяет сформировать на фокусирующей линзе их суммарный поток в виде щелевых пучков, расположенных горизонтально один под другим, и собрать их после прохождения через линзу в световоде. К основанию модуля герметично крепится алюминиевый корпус, внутреннее пространство откачивается и заполняется инертным газом – для предотвращения инородных осадений на излучающие поверхности лазерных диодов (в том числе – влаги).

В применяемой конструкции максимально снижено влияние тепловыделения при работе лазерного диода, которое составляет до 60% от потребляемой энергии. Тепловой контакт лазерного диода с основанием обеспечивается через пайку, для чего основание предварительно золотят. Поскольку тепловые потоки направлены перпендикулярно основанию, высокая теплопровод-

ность меди обеспечивает эффективный сток тепла в платформу, предотвращая возникновение в поперечном направлении градиентных зон, которые могли бы привести к смещению взаимного расположения оптических элементов и их разъюстировке. В результате этого создаётся высокая однородность тепловых условий в пределах каждой ступени основания модуля, что обеспечивает устойчивое положение луча после зеркала и стабильность в расположении лучей по вертикали на фокусирующей линзе при термоциклировании.

Крепление модуля к термостабилизированной платформе КА производится по нижней плоскости основания, являющейся посадочной поверхностью, через симметрично распределённые по периферии основания отверстия – для предотвращения механических деформаций, которые при закреплении могли бы отразиться на юстировке оптического тракта (рисунок 4).



**рисунок 4.** Внешний вид излучающего модуля светового маяка

При подаче системой управления бортового питания от ПМ на блок управления светового маяка последний обеспечивает плавный (в течение нескольких секунд) выход лазерных диодов модуля на режим – для предотвращения ударного теплового воздействия на их рабочую среду. В общем случае один блок управления может обслуживать несколько излучающих модулей. Лазерные диоды в модуле включаются последовательно; рабочее напряжение на диоде –  $1,4 \pm 2,0$  В (в зависимости от типа), рабочий ток – 6 А. Блок управления имеет размеры  $118 \times 105 \times 25$  мм, герметичный алюминиевый корпус, заполняется инертным газом и крепится к термостабилизированной платформе (рисунок 5).

Предполагается, что в дальнейшем в световых маяках, а также в светоизлучающей аппаратуре при решении сопряжённых задач будут применяться модули с выходной оптической мощностью от 4 до 25 Вт (с установкой от одного до шести лазерных диодов). Излучение модуля по световоду сквозь теплоизолирующее покрытие приборного отсека КА передаётся на оптическую сборку, закреплённую на кронштейне корпуса КА и формирующую пространственное распределение потока. Преобразование электрической

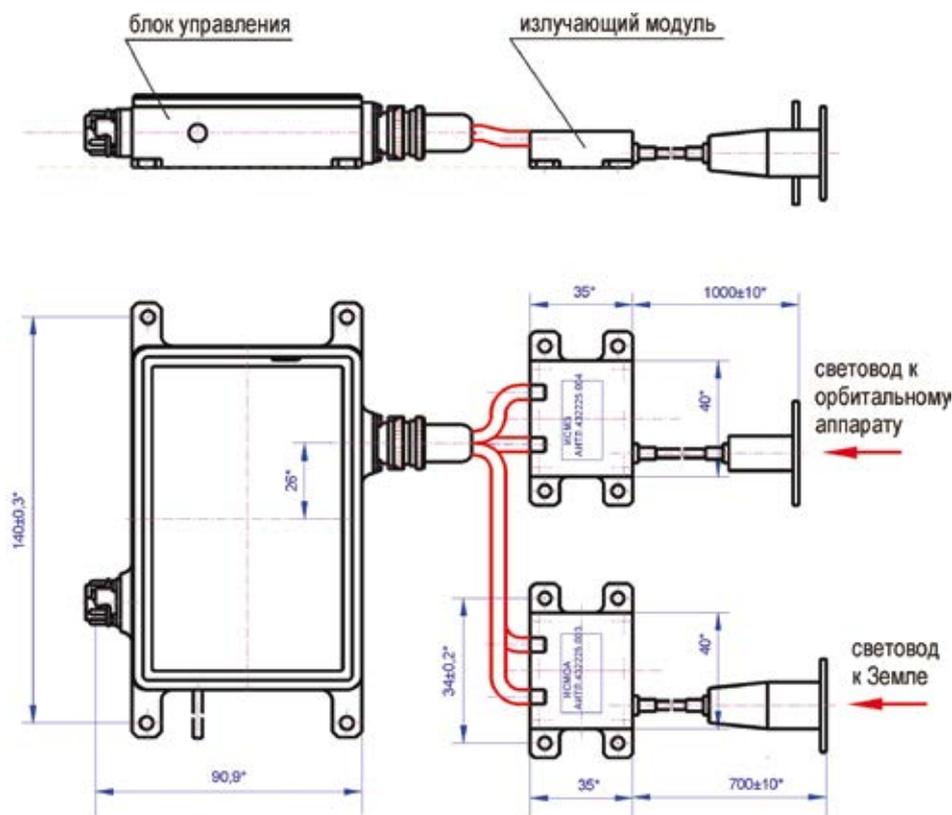


рисунок 5. Сборка светового лазерного маяка

энергии в излучение производится с эффективностью 20% – при выводе излучения световодом диаметром 0,1 мм такая эффективность представляется на сегодня предельно возможной (Аполлонов В.В., 2008).

Выходное окно световода на входе оптической сборки, работающей в условиях открытого космоса, представляет собой сверхъяркий источник, малые размеры которого создают условия для решения прикладных задач, требующих высокой концентрации пучка излучения. Например, для локации Луны при решении проблем картографирования компактная оптическая сборка в данных условиях позволяет локализовать пучок излучения с расстояния 200 км до размера 100 м при апертуре оптики 50×80 мм, обеспечивая соблюдение требуемой компактности аппаратуры.

Контроль облучённости, обеспечиваемой световым маяком в пределах заданного телесного угла на больших расстояниях, может выполняться в пределах лаборатории, если отсутствует поглощение потока излучения в пространстве между ИИ и РУ (обеспечивается открытым космосом) и источник излучения является точечным. Используя то обстоятельство, что выходящий из окна оптической сборки поток излучения расходится из виртуальной точки, определяемой расчётным путём, её можно принять за место нахождения точечного источника потока. Облучённость, создаваемая световым маяком на удалённом объекте, определяется через закон квадратов расстояний по значению, измеренному в лабораторных условиях на расстоянии одного–двух метров от точечного источника. Угловое сканирование зоны излучения обеспечивается аппаратно-программными методами.

Составные части ИИ – блок управления, излучающий

модуль и световод, закрепляемые на термостабилизированной платформе, а также оптическая сборка на кронштейне КА надёжно обеспечивают соответствующую устойчивость к внешним воздействующим факторам, требованиям, предъявляемым к аппаратуре КА.

Таким образом, построение световых маяков с использованием излучающих модулей на основе лазерных диодов с эффективным выводом излучения через кварцевый волоконный световод и формированием при выходе пространственного распределения излучения обеспечивает широкие потенциальные возможности по решению многих задач пространственной локации излучением.

Авторы выражают благодарность за помощь в работе над статьей А.В. Багрову.

## список литературы

Аполлонов В.В. Мощные полупроводниковые структуры лазерных диодов и их новые применения // Оборонный заказ, 2008. № 18. URL: <http://www.ozakaz.ru> (дата обращения: 05.09.2012).

Багров А.В., Вернигора Л.В., Вятлев П.А., Мартынов М.Б. и др. Создание светодиодных оптических маяков для космических аппаратов // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина, 2011. № 4. С. 37-43.

Аванесов Г.А., Васильевский А.С., Зиман Я.Л., Полянский И.В. Многозональные съемочные системы авиационного и космического назначения. Анализ результатов разработки и перспективы развития // Космическое приборостроение: сб. статей. М.: ИКИ РАН, 2006. 135 с.

Статья поступила в редакцию 20.09.2012 г.

## ДАТЧИК ДЛЯ ПРОСТРАНСТВЕННОЙ РЕГИСТРАЦИИ И ИЗМЕРЕНИЯ ПАРАМЕТРОВ ЧАСТИЦ В БЛИЖНЕМ И ДАЛЬНОМ КОСМОСЕ. ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК $\text{SiO}_2$ -АЭРОГЕЛЯ

## SENSOR FOR DIMENSIONAL REGISTRATION AND MEASURE OF PARTICLE PARAMETERS IN NEAR AND DEEP SPACE. EXPERIMENTAL INVESTIGATION OF $\text{SiO}_2$ -AEROGEL CHARACTERISTICS



посвящается 75 летию  
кафедры СМ-6  
«РАКЕТНЫЕ И ИМПУЛЬСНЫЕ  
СИСТЕМЫ»  
факультета  
«СПЕЦИАЛЬНОЕ МАШИНОСТРОЕНИЕ»  
МГТУ имени Н.Э. БАУМАНА



**Н.Н. Иванов,**  
кандидат физико-  
математических наук,  
ФГУП «НПО им.  
С.А. Лавочкина»,  
Россия, Московская  
область, г. Химки,  
ivanov\_n\_n@laspace.ru;  
N.N. Ivanov

**А.Н. Иванов,**  
кандидат физико-  
математических наук,  
компания «Дэнекс»,  
Россия, г. Москва,  
ANI24@yandex.ru;  
A.N. Ivanov

В статье представлено описание нового датчика для пространственной регистрации и измерения параметров частиц в ближнем и дальнем Космосе. В конструкции датчика использованы современные материалы: пьезоактивная пленка PVDF и легковесный теплозащитный высокотемпературный аэрогель. Приведены результаты исследований морфологии аэрогеля, а также его теплопроводности в зависимости от температуры в воздушной атмосфере. Проведено сравнение теплопроводности  $\text{SiO}_2$ -аэрогеля с одним из зарубежных аэрогелей и воздухом. Определен его элементный количественный химический состав.

**Ключевые слова:**  
PVDF аэрогельный датчик;  
морфология и теплопроводность аэрогеля;  
теплофизические измерения;  
оптическая и электронная микроскопия.

### ВВЕДЕНИЕ

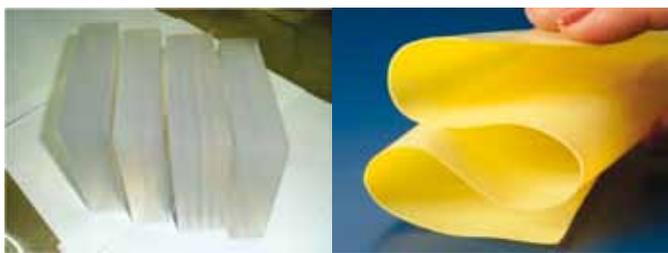
Использование аэрогеля, изготовленного из различных материалов, в аэрокосмической промышленности (КА, БЛА, дирижабли, аэростаты и т.д.), в исследовании ближнего и дальнего Космоса, в ядерной физике, электронике и приборостроении, энергетике, химии, медицине и т.д. возрастает с каждым годом. Подтверждением этого служит, например, американский марсоход-ровер «Curiosity», в приборах (на марсоходе смонтировано 10 научных инструментов), агрегатах и узлах которого широко использован теплоизоляционный аэрогель. 06.08.2012 этот марсоход совершил успешную посадку на Марс в районе кратера Гейла. Запуск «Curiosity» и других космических аппаратов (в том числе секретных) в США проведен с помощью ракет-носителей типа «Атлас-3, Атлас-5»,

The article describes a new sensor for dimensional registration and measuring of particle parameters in near and deep space.

In the sensor structure the following modern materials are applied: PVDF piezoactive film and lightweight heat-shielding high-temperature aerogel. The results of study of aerogel morphology as well as its thermal conductivity depending on the air atmosphere temperature are presented in the article. Thermal conductivity of  $\text{SiO}_2$ -aerogel has been compared with one of the foreign aerogels and air. Its elemental quantitative chemical composition has been determined.

**Keywords:**  
PVDF-aerogel sensor;  
morphology and thermal conductivity of aerogel;  
thermophysical measurements;  
optical and electron microscopy.

osity», в приборах (на марсоходе смонтировано 10 научных инструментов), агрегатах и узлах которого широко использован теплоизоляционный аэрогель. 06.08.2012 этот марсоход совершил успешную посадку на Марс в районе кратера Гейла. Запуск «Curiosity» и других космических аппаратов (в том числе секретных) в США проведен с помощью ракет-носителей типа «Атлас-3, Атлас-5»,



**рисунк 1.** Образцы отечественного двухслойного и четырехслойного аэрогеля размером 115×115×40 мм (а) и образец гибкого аэрогеля, изготовленного по заказу NASA, США (б)

на первых ступенях которых используется российский двухкамерный ЖРД РД-180 тягой  $R \sim 400$  тс. Двигатель РД-180 изготавливается в опытном производстве на ОАО «НПО Энергомаш им. академика В.П. Глушко» в г. Химки. В настоящее время в США прорабатывается вопрос об использовании двигателя РД-180 на первой ступени ракеты-носителя тяжелого класса «Дельта».

Ранее аэрогель использовался на станции «Мир» и на орбитальных кораблях «Space Shuttle», в марсианских роверах «Mars Pathfinder», «Opportunity», «Spirit». Использовался аэрогель и как улавливающий материал в ловушках для частиц внеземного происхождения на АМС «Stardust», а совместно с пленкой PVDF – как счетчик и детектор микрометеороидов и техногенных частиц на «Spacelab-II» и АМС «Stardust». В настоящее время производство пленки PVDF и аэрогеля освоено в России, эти материалы выпускаются либо серийно, либо по заказу.

Прозрачный и непрозрачный аэрогель, помимо высокой температуры плавления ( $T_{пл} \approx 1200^\circ\text{C} \approx 1473\text{ K}$ ), малой плотности ( $\rho \approx 4\text{-}600\text{ кг/м}^3$ ) и низкой теплопроводности ( $\lambda = 0,02\text{ Вт/(м К)}$ ), обладает еще одним уникальным свойством: в него можно улавливать с гарантированной достоверностью и без разрушения высокоскоростные ( $w \approx 7\text{-}10\text{ км/с}$  и более) частицы внеземного происхождения (Карпенко С., 1999). С помощью этих частиц возможно получать информацию и о самих частицах, и о кометах, блуждающих в ближнем и дальнем Космосе. А кометы, согласно одной из гипотез, являются разносчиками жизни во Вселенной.

В России и за рубежом аэрогель изготавливают из различных материалов. Исходным материалом, например, для SiO<sub>2</sub>-аэрогеля является жидкий этиловый эфир ортокремниевой кислоты – тетраэтоксисилан (ТЭОС). Так как исходный компонент для аэрогеля находится в жидкой фазе, его можно заливать в разборные литевые формы-кюветы и в автоклаве получать сплошные и полые заготовки различной формы. Заготовками могут быть разборные сферы, призмы с различным числом граней, круговые и эллиптические цилиндры, кольца и прокладки произвольной формы и толщины, фа-

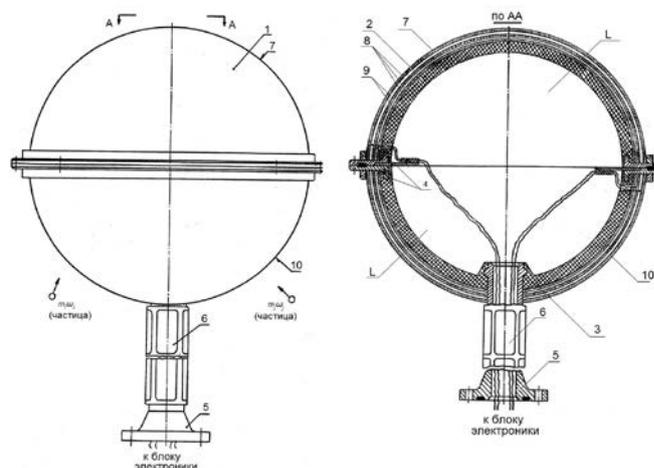
сонные детали типа короба, уголка, швеллера, тавра, двутавра и т.д.

В Институте катализа (ИК) им. Г.К. Борескова СО РАН могут изготавливать однослойный и многослойный аэрогель (рисунок 1а), а химикам из Ливерморской национальной лаборатории им. Лоуренса (LLNL, USA) удалось создать тонкий гибкий аэрогель (рисунок 1б) (<http://www.lenta.ru/news/2012/08/20/flexibleaerogel>). Помимо ИК им. Г.К. Борескова, аэрогель «массово» производит японская компания Matsushita.

## 1. Конструкция пространственного PVDF-аэрогелевого датчика

Рассмотрим конструкцию PVDF-аэрогелевого датчика для пространственных измерений в Космосе, предложенную в НПО им. С.А. Лавочкина и защищенную патентом Российской Федерации (Иванов Н.Н., Иванов А.Н., 2011). С помощью PVDF-аэрогелевых датчиков возможно изучение, например, пространственной плотности микрометеороидов, их распределения по размерам, массе, скорости и т.д. Все эти данные необходимо знать при осуществлении пилотируемых и непилотируемых полетов космических аппаратов.

Конструкция упомянутого PVDF-аэрогелевого датчика 1 показана на рисунке 2. Базовой конструкцией блочно-разборного PVDF-аэрогелевого датчика являются верхняя и нижняя силовые полусферические оболочки 2 и 3. Эти оболочки, изготовленные, например, из нанокпозиционного материала, содержат закладные L-образной формы фланцы 4, с помощью которых оболочки 2 и 3 крепятся друг с другом. В нижней оболочке 3 замотан полый переходник 5, с помощью которого датчик стыкуется с силовым кронштейном КА. На силовом кронштейне смонтирована также гибкая солнечная батарея 6 – дополнительный бортовой источник мощности КА. На верхней оболочке 2 смонтирован многослойный PVDF-аэрогелевый датчик 7. Автономная архитектура этого датчика включает в себя аэрогелевые обкладки 8 и PVDF-



**рисунк 2.** Конструкция пространственного PVDF-аэрогелевого датчика

пленочные обкладки 9, при этом одна из аэрогельных обкладок играет роль мерной пролетной базы L. На нижней оболочке 3 смонтирован нижний многослойный PVDF-аэрогельный датчик 10 без шарового сегмента в районе полюса оболочки 3. Автономная архитектура нижнего датчика аналогична архитектуре верхнего датчика. Соединения всех PVDF-пленочных обкладок с бортовым управляющим блоком (БКУ) выполнены с помощью токопроводящих электродов и многократно опубликованы.

На Земле PVDF-аэрогельный датчик должен пройти экспериментальные исследования и отработку, в том числе его необходимо испытать в вакуумном баллистическом стенде на предмет высокоскоростных соударений с частицами-снарядами, используя методы конечной баллистики. По результатам экспериментов должны быть получены тарифовочные графики.

Работа PVDF-аэрогельного датчика в орбитальном полете КА может происходить по следующему сценарию. Пусть КА, перемещаясь по своей орбите, в какой-то момент времени попадает в зону воздействия, например, микрометеороидов или частиц кометной комы, начинаются высокоскоростные столкновения этих частиц с датчиком 1. Преодолев экран-демпфер, т.е. внешнюю теплоизоляционную аэрогельную обкладку, частица со стороны своего подлета пробивает первую пьезоактивную пленку PVDF, которая при ударе генерирует первый электрический сигнал в виде импульса. Амплитуда и время возникновения этого импульса фиксируются в соответствующем канале блока электроники. Далее частица проходит калиброванную аэрогельную обкладку толщиной L, играющую роль мерной пролетной базы, и пробивает вторую пьезоактивную пленку PVDF, которая при ударе генерирует второй электрический сигнал в виде импульса. Амплитуда и время возникновения этого импульса также фиксируются в соответствующем канале блока электроники. После этого частица, израсходовав всю свою кинетическую энергию, прекращает движение и останавливается во внутренней аэрогельной обкладке. Заметим, что пьезоактивных пленок PVDF в датчике может быть и более двух.

С помощью данного PVDF-аэрогельного датчика возможно экспериментально и экспериментально-расчетным методом определять и/или оценивать следующие параметры частиц внеземного происхождения и техногенного мусора:

1. Счетное число частиц, столкнувшихся с поверхностью датчика, с привязкой этих столкновений к бортовому времени с временными метками, например, в  $1 \text{ мкс} = 10^{-6} \text{ с}$  и к параметрам орбиты КА.

2. Плотность потока частиц на единицу поверхности датчика в единицу времени.

3. Количество движения (импульс)  $P_s = m_s \times w_s$  частицы. Величина данного параметра (как оценка) определяется при проникании частицы сквозь первую и вторую (со стороны подлета) поляризо-

ванные обкладки-пленки PVDF. При проникании генерируются электрические импульсы, фиксируемые блоком электроники, с амплитудами  $A_{s1}$  и  $A_{s2}$ , пропорциональными количеству движения частицы, т.е.  $P_{s1} = m_s \times w_{s1} \sim A_{s1}$  и  $P_{s2} = m_s \times w_{s2} \sim A_{s2}$ , где  $m_s$ ,  $w_{s1}$  и  $w_{s2}$  – масса и скорость частицы, проникающей сквозь соответствующие обкладки. Принцип действия этого измерения основан на прямом пьезоэффекте.

4. Средняя скорость  $(w_s)_{cp} \sim (w_{s1} + w_{s2})/2$  частицы. Средняя скорость определяется времяпролетным способом по прохождению частицей поляризованных обкладок-пленок PVDF и калиброванной аэрогельной обкладки – известной мерной пролетной L-базы датчика. Данный способ был использован американцами в 2000 г. на военном спутнике «Argos» в детекторе космических частиц «Sradus».

5. Масса частицы. Масса одиночной частицы (оценка) определяется по формуле

$$m_s = (m_s \times w_s) / (w_s)_{cp}$$

6. Объем частицы. Объем одиночной частицы (оценка) определяется по формуле  $W_s = m_s / \rho_s$ , где  $\rho_s$  – плотность рыхлокаменных, каменных, железокатенных или железных метеороидов ( $\rho_s = 2,2; 3,5; 4,3$  и  $7,6 \text{ г/см}^3$  соответственно).

7. Коэффициент лобового сопротивления частицы  $C_x$ . Для метеороидной экспериментальной баллистики важно знать коэффициент лобового сопротивления  $C_x$  частицы при прохождении сквозь пленки PVDF и аэрогельные обкладки постоянной плотности и калиброванной толщины

$$C_x = 4m_s \times (w_{s1} - w_{s2}) / (\rho_{AG} \times S_s \times (w_{s1} + w_{s2}) \times L),$$

где  $\rho_{AG}$  – известная плотность аэрогельной обкладки;

$S_s$  – площадь мишени улавливаемой частицы, выбирается из рассчитанного объема частицы  $W_s$  и из соображений инженера-исследователя;

L – ширина мерной пролетной базы датчика, известная конструктивная величина.

Предложенная конструкция PVDF-аэрогельного датчика позволяет предположить, что с помощью этого и аналогичных датчиков и модулей возможно проводить интересные эксперименты и дополнять научные знания как о нашей планете, так и о Вселенной. Предлагаемый датчик возможно использовать и в земных условиях, например, при исследовании двухфазных потоков.

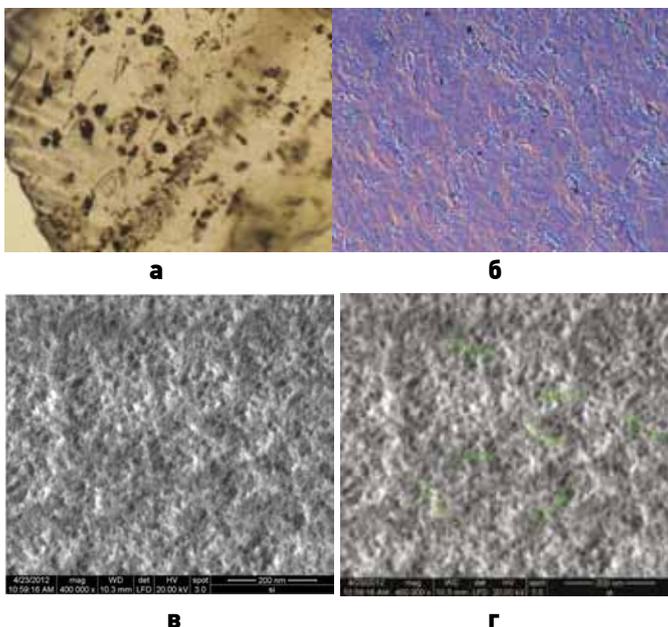
## 2. Экспериментальные исследования характеристик легковесного теплозащитного SiO<sub>2</sub>-аэрогеля

Использование SiO<sub>2</sub>-аэрогеля с большой внутренней поверхностью как теплоизоляционного и улавливающего материала для космических аппаратов и приборов предполагает, наряду с другими экспериментальными исследованиями, изучение морфологии этого материала (поверхности, толщи, строения, формы, рельефа), а также измерение его теплопроводности в зависимости от температуры,

давления и т. д.

Определение теплопроводности SiO<sub>2</sub>-аэрогеля было выполнено авторами совместно с сотрудниками ОАО «Композит»; исследования морфологии рабочей поверхности – совместно с сотрудниками Центра по применению нанотехнологий в ИЦ им. М.В. Келдыша, а также с А.И. Назаровой (Московский физико-технический институт).

Исследование поверхности и толщи прозрачного SiO<sub>2</sub>-аэрогеля проводили сначала с помощью оптического микроскопа Eclipse LV100D фирмы Nikon в светлом и темном поле, в проходящем и отраженном поле, а также в режиме ДИК-контраста (метод дифференциально-интерференционного контраста) при увеличении от 5<sup>x</sup> до 100<sup>x</sup>. Снимки образцов поверхности и приповерхностной толщи SiO<sub>2</sub>-аэрогеля, полученные в светлом поле и проходящем свете при увеличении 5<sup>x</sup> и 20<sup>x</sup>, представлены на рисунке 3а и 3б.



**а, б** – поверхность SiO<sub>2</sub>-аэрогеля под оптическим микроскопом Eclipse LV100D при увеличении 5<sup>x</sup> и 20<sup>x</sup> соответственно; **в, г** – пористая поверхность SiO<sub>2</sub>-аэрогеля под растровым электронным микроскопом РЭМ FEI Quanta 600 FEG при увеличении 400000<sup>x</sup>.

**рисунк 3.** Поверхность SiO<sub>2</sub>-аэрогеля под оптическим и растровым электронным микроскопами

В толще аэрогеля можно видна беспорядочно расположенная, неидеальная по геометрии внутренняя совокупность включений – свилей различной формы. Эти свили могли образоваться как при перемешивании исходного тетраэтоксисилана в литьевой форме, так и при нагреве стенок формы до температуры T≈270°C в автоклаве при переносе тепла путем свободной конвекции. Пористой поверхности на образцах аэрогеля при увеличении под оптическим микроскопом до 100<sup>x</sup> обнаружено не было. Иная картина проявилась, когда образцы SiO<sub>2</sub>-аэрогеля стали исследовать с помощью растрового электронного микроскопа

(РЭМ) FEI Quanta 600 FEG с системой микроанализа EDAX Trident XM4 при увеличении 400000<sup>x</sup> и более (рисунк 3в и 3г).

Так, на участке поверхности аэрогеля размером ~(800×800) нм<sup>2</sup>=(0,8×0,8) мкм<sup>2</sup> стали видны входные стохастически расположенные отверстия пор. Количество входных отверстий пор на исследованном участке поверхности аэрогеля большое, можно полагать, свыше 500. Измеренные размеры входных отверстий пор, выбранных произвольно на данном участке, оказались равными (6,3-10) нм=(0,0063-0,01) мкм. Форма входных отверстий аэрогельных пор различна: есть близкие к окружности, эллипсу, прямоугольнику, имеются совокупности пор, объединившихся друг с другом и составляющих единое целое и т.д. Расстояние между входными аэрогельными порами на данном участке поверхности также различно: от нескольких нанометров до 10 нм и более. На основании этих измерений можно полагать, что если на КА в аэрогельные датчики или ловушки, снаряженные аэрогелем с вышеупомянутыми порами, будут улавливаться микрометеороиды, размеры которых, как считается, менее 120 мкм, то такие микрометеороиды будут с гарантированной достоверностью уловлены и капсулированы в аэрогеле, ибо их размеры в 1000 и более раз превышают аэрогельные поры (1 мкм=10<sup>3</sup> нм).

Элементный количественный химический состав SiO<sub>2</sub>-аэрогеля в настоящей работе был исследован с помощью рентгеновского фотоэлектронного спектрометра PHI Quantera. Проведенные исследования показали, что элементный количественный химический состав SiO<sub>2</sub>-аэрогеля представляет собой: О – 70,7% и Si – 29,3%. Примесей не обнаружено.

Исследования с использованием электронного микроскопа РЭМ FEI Quanta 600 FEG позволяют заключить, что прозрачный SiO<sub>2</sub>-аэрогель – материал высокопористый, каркас его образован из неупорядоченно скрепленных между собой случайным образом цилиндрических волокон и пустот между ними; материал имеет большую внутреннюю емкость и открытые пустоты-поры, которые контактируют друг с другом в ажурном легком SiO<sub>2</sub>-каркасе. Согласно американским данным, приведенным в (Иванов Н.Н., Иванов А.Н., 2011), пористость SiO<sub>2</sub>-аэрогеля охватывает диапазон П≈(73-99,8)%. (Напомним, что пористостью П тела называется отношение объема V<sub>п</sub> пустот к полному объему V пористого тела).

Для измерения теплопроводности материалов разработаны различные методы измерений: метод теплового потока, стационарный метод плоского слоя, метод нагретых пластин, метод лазерной вспышки и т.д. (Шнейдер П., 1960; Карслоу А., Егер Д., 1964; Лыков А.В., 1967). В основе этих методов лежит закон Ж.Б.Ж. Фурье (1822), математическая запись которого для одномерного случая имеет вид

$$q = -\lambda \delta T / \delta x = -\lambda \text{grad} T, \text{ Вт/м}^2,$$

где  $q$  – удельный тепловой поток (плотность теплового потока);

$\lambda$  – коэффициент теплопроводности;

$\text{grad} T$  – температурный градиент.

Вектор теплового потока направлен в противоположную сторону по отношению к вектору градиента температуры, поэтому в формуле стоит знак минус (–).

В данной работе использовался метод стационарного плоского слоя, основанный на создании стационарного одномерного температурного поля в плоском образце при воздействии на него постоянного по времени теплового потока. Все измерения теплопроводности проводились на плоских образцах  $\text{SiO}_2$ -аэрогеля, исходная плотность которых была равна  $\rho = 0,15 \text{ г/см}^3$ , температура плавления  $T_{\text{пл}} = 1200^\circ\text{C} = 1473 \text{ К}$ , размеры образцов  $60 \times 60 \times 3 \text{ мм}$  и  $80 \times 80 \times 3 \text{ мм}$ . Общий вид установки для измерения теплопроводности методом стационарного плоского слоя представлен на рисунке 4.



**рисунк 4.** Установка для измерения теплопроводности методом стационарного плоского слоя

Измерения теплопроводности в зависимости от температуры  $\lambda = f(T)$  проводились на воздухе, при этом время образования стационарного одномерного температурного поля при каждом измерении температуры составляло  $\tau > 40$  минут. В экспериментальной установке использовалось симметричное расположение образцов относительно ленточного нагревателя, что обеспечивало простоту и надежность определения подводимого к образцу теплового потока  $q$

$$q = I \times \Delta U / 2F, \text{ Вт/м}^2,$$

где  $I$  – ток в ленточном нагревателе;

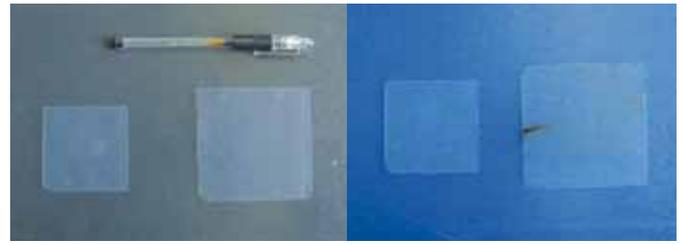
$\Delta U$  – напряжение на активном участке нагревателя;

$F$  – площадь поверхности образцов.

По известной величине  $q$  определялось количество теплоты  $Q$ , проходящее через поверхность  $F$

$$Q = q \times F, \text{ Вт.}$$

В процессе измерения регистрировались: ток в нагревателе; напряжение на активном участке нагревателя; показания термопар, расположенных на поверхности образца. При этом одна из поверхностей была обращена к нагревателю  $T_{x=0}$ ,



**а** – общий вид образцов  $\text{SiO}_2$ -аэрогеля до испытания; **б** – общий вид образцов  $\text{SiO}_2$ -аэрогеля после испытания при температурах  $T = (50-540)^\circ\text{C}$ .

**рисунк 5.** Общий вид аэрогельных образцов до и после испытания (темная полоса на одном из образцов на рисунке 5б – след от разрушения пропиточного чехла термопары)

а другая, противоположная, к «холодильнику»  $T_{x=\delta}$ . В качестве «холодильника» использовались медные пластины. По известным из опыта значениям плотности теплового потока, расстоянию  $\delta$  между спаями термопар и значениям температур  $T_{x=0}$  и  $T_{x=\delta}$  были рассчитаны значения теплопроводности  $\text{SiO}_2$ -аэрогеля в диапазоне температур  $T = (50-540)^\circ\text{C} = (323-813) \text{ К}$ .

$$\lambda = I \times \Delta U \times \delta / 2F \times (T_{x=0} - T_{x=\delta}), \text{ Вт/(м К)}.$$

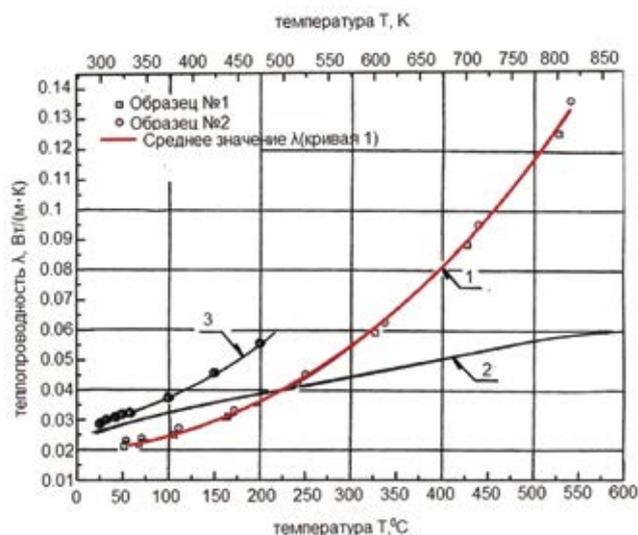
Зная данные  $\lambda = f(T)$  для  $\text{SiO}_2$ -аэрогеля, легко рассчитать его термическое сопротивление  $R = \delta / \lambda = f(T)$  в зависимости от температуры.

Общий вид аэрогельных образцов до и после испытания показан на рисунке 5.

Визуальный осмотр и сравнение аэрогельных образцов до начала и после испытания до  $T = 540^\circ\text{C}$  показали, что внешний вид и прозрачность образцов не изменились. Этот результат согласуется с данными создателя аэрогеля С. Кистлера, который в своих первых исследованиях отметил, что внешний вид образцов аэрогеля двуокиси кремния не изменяется до температуры  $T = 700^\circ\text{C}$  (Kistler S.S., 1931). Экспериментальная обобщающая зависимость теплопроводности  $\lambda = f(T)$   $\text{SiO}_2$ -аэрогеля – кривая 1 в диапазоне температур  $T = (50-540)^\circ\text{C} = (323-813) \text{ К}$ , полученная на первом этапе исследований и построенная по методу наименьших квадратов, представлена на рисунке 6.

На рисунке для сравнения показаны зависимости  $\lambda = f(T)$  для воздуха – кривая 2 (Чиркин В.С., 1968) и для зарубежного аэрогеля, полученная сотрудниками немецкой фирмы Netzsch – кривая 3 (материал аэрогеля в проспекте Netzsch не указан ([http://www.netzsch-thermal-analysis.com/download/thermal\\_insulation\\_materials\\_e\\_0210\\_497.pdf](http://www.netzsch-thermal-analysis.com/download/thermal_insulation_materials_e_0210_497.pdf))). Из рассмотрения кривых, представленных на рисунке 6, следует, что отечественный  $\text{SiO}_2$ -аэрогель в диапазоне температур  $T \approx (50-150)^\circ\text{C} = (323-423) \text{ К}$ , представляющих интерес для КА, обладает более низкой теплопроводностью по сравнению с воздухом и зарубежным аэрогелем. Этот результат согласуется с ранее опубликованными данными (Buttner D., Caps R., Fricke J., 1985; Смирнов Б.М., 1987).

Дальнейшие экспериментальные исследования



кривая **1** — данные авторов совместно с ОАО «Композит»; кривая **2** — данные из (Чиркин В.С., 1968); кривая **3** — данные из проспекта фирмы Netzsch.

**рисунок 6.** Экспериментальная зависимость  $\lambda=f(T)$  SiO<sub>2</sub>-аэрогеля в диапазоне температур  $T=(50-540)^{\circ}\text{C}=(323-813)\text{ K}$  в сравнении с данными других источников

теплопроводности аэрогеля целесообразно продолжить в иных, отличных от воздуха, контролируемых газовых средах и различном вакууме, при иных, отличных от 0,1 Мпа, давлениях, и т.д. Заметим, что теплопроводность, меньшую, чем воздух, имеют и некоторые газы, такие как аргон Ar, криптон Kr, ксенон Xe (Чиркин В.С., 1968).

## заключение

Предложена конструкция принципиально нового PVDF-аэрогелевого датчика для измерения семи параметров частиц внеземного происхождения в ближнем и дальнем Космосе. Представлены результаты определения элементного количественного химического состава отечественного SiO<sub>2</sub>-аэрогеля. С помощью оптической и электронной микроскопии изучена морфология данного материала, впервые исследована его теплопроводность в зависимости от температуры в диапазоне  $T=(50-540)^{\circ}\text{C}=(323-813)\text{ K}$  в воздушной атмосфере. Проведено сравнение полученных данных по теплопроводности с воздухом и аналогичными данными зарубежного аэрогеля, представленными немецкой фирмой NETZSCH.

Авторы благодарят за помощь в работе: А.Ф. Данилюка (Институт катализа СО РАН), Р.Н. Ризаханова, С.В. Савушкину, О.С. Малиновскую (Центр по применению нанотехнологий Исследовательского Центра им. М.В. Келдыша), В.П. Вагина, М.Ю. Кладова, И.В. Магнитского (ОАО «Композит»), А.И. Назарову (МФТИ), Х.Ж. Карчаева, Г.П. Серова, Д.В. Тулина, В.М. Цвелева, А.Ф. Шабарчина (ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина») за полезные обсуждения и внимание к работе.

Искреннюю признательность авторы выражают

академику РАН М.Я. Марову за поддержку тематики «Отбор частиц внеземного происхождения в Космосе и возвращение их на Землю» и приглашение исследовать отобранные частицы на уникальных приборах в ГеоХИ им. В.И. Вернадского РАН.

## список литературы

Иванов Н.Н., Иванов А.Н. Датчик для регистрации и замера параметров метеороидных и техногенных частиц, межзвездной и межпланетной пыли, воздействующих на космический аппарат // Патент РФ № 2457986 с приоритетом от 12.04.2011. Бюл. № 22. Патентообладатель ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина.

Иванов Н.Н., Иванов А.Н. Теплоизоляционный аэрогель и пьезоактивная пленка PVDF – современные, перспективные материалы для космической техники и космического приборостроения // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина, 2011. № 2. С. 46-52.

Карпенко С. «Stardust» отправился за космической пылью // Новости космонавтики, 16 января – 12 февраля 1999. Т. 9, № 3 (194). С. 26-29.

Карслоу А., Егер Д. Теплопроводность твердых тел. М.: Наука, 1964. 488 с.

Лыков А.В. Теория теплопроводности. М.: Высшая школа, 1967. 599 с.

Смирнов Б.М. Аэрогели // Успехи физических наук, 1987. Т. 152, вып. 1. С. 133-157.

Чиркин В.С. Теплофизические свойства материалов ядерной техники. М.: Атомиздат, 1968. 484 с.

Шнейдер П. Инженерные проблемы теплопроводности. М.: Иностранная литература, 1960. 478 с.

Buttner D., Caps R., Fricke J. Thermal conductivity of evacuated transparent silica aerogel tiles // High Temperatures – High Pressures, 1985. № 17. P. 375-380.

Kistler S.S. Coherent expanded aerogel and jellies // Nature, 1931. V. 127, № 3211. P. 741-742.

URL: <http://www.lenta.ru/news/2012/08/20/flexibleaerogel> (дата обращения: 03.10.2012).

URL: [http://www.netzsch-thermal-analysis.com/download/thermal\\_insulation\\_materials\\_e\\_0210\\_497.pdf](http://www.netzsch-thermal-analysis.com/download/thermal_insulation_materials_e_0210_497.pdf) (дата обращения: 03.10.2012).

Статья поступила в редакцию 03.10.2012 г.

## РЕШЕНИЕ ЗАДАЧИ НАВИГАЦИИ И ОРИЕНТАЦИИ МИКРОКОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ПО ДАННЫМ О МАГНИТНОМ ПОЛЕ ЗЕМЛИ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ФИЛЬТРА КАЛМАНА



*А.Н. Павлова\**,  
mail.pavlova@mail.ru;  
A.N. Pavlova\*\*



*Е.В. Власенков\**,  
vlasenkov-evgeni@mail.ru;  
E.V. Vlasenkov\*\*

*В статье рассматривается система автономной навигации и определения ориентации микрокосмического аппарата по данным о магнитном поле Земли, описывается построение фильтра Калмана для решения задачи навигации и ориентации космического аппарата, представлены результаты решения задачи навигации микрокосмического аппарата по магнитометрическим данным.*

*Ключевые слова: навигация;  
ориентация;  
магнитное поле Земли;  
фильтр Калмана.*

### ВВЕДЕНИЕ

Для решения различных задач научного и прикладного характера всё более широко применяются малые спутники, с развитием которых появился термин «система минимального состава», т.е. система, в которой традиционные задачи, например задача навигации и определения ориентации космического аппарата (КА), решаются значительно уменьшенным (по сравнению с традиционным) составом оборудования. К таким системам относится система на основе магнитометров в качестве дешевого и легкого оборудования, позволяющего определять параметры движения центра масс и углового движения малого космического аппарата (МКА) (Белоусов И.А., 2003).

Известно, что точность, обеспечиваемая такой системой, сравнительно невысока – положение оценивается с точностью от нескольких сот мет-

\* Филиал ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина», Россия, г. Калуга.

## TASK SOLUTION OF MICROSATELLITE NAVIGATION AND ATTITUDE BY DATA ABOUT THE EARTH'S MAGNETIC WITH KALMAN FILTER USE



*С.Г. Потехин\**,  
npo lavochkina@yandex.ru;  
S.G. Potekhin\*\*



*Т.Ш. Комбаев\**,  
jim14@yandex.ru;  
T.S. Kombaev\*\*

*In paper the system of autonomous navigation and attitude of the microsatellite by data about the Earth's magnetic field is considered, construction of filter Kalman for the task solution of navigation and attitude of satellite is described, results of the task solution of navigation of the microsatellite on the magnetometric data are presented.*

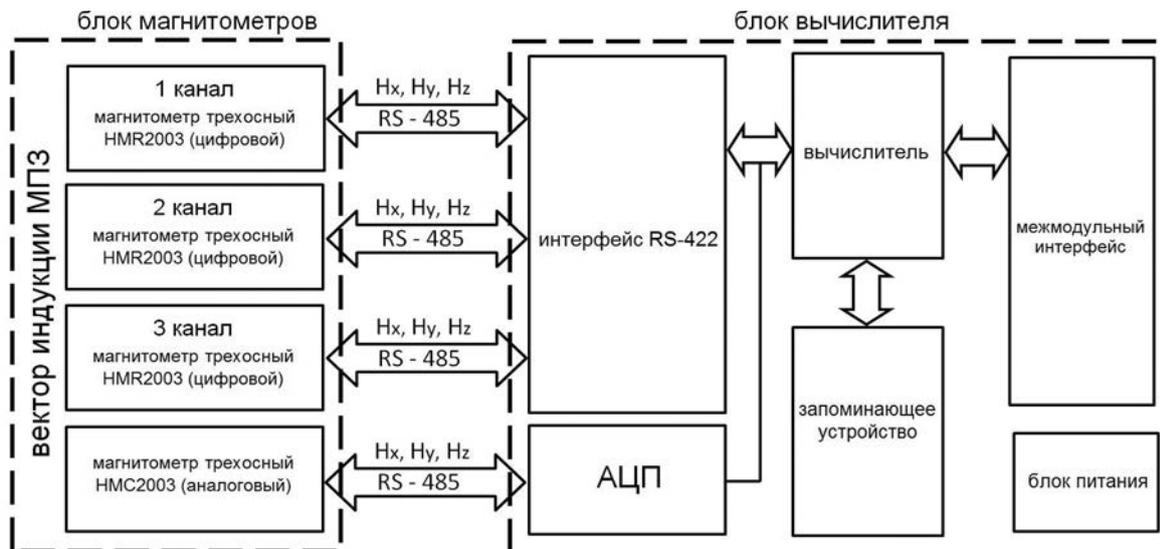
*Keywords: navigation;  
attitude;  
the Earth's magnetic field;  
Kalman Filter.*

ров до единиц километров, а ориентация – от единиц угловых минут до одного градуса. Поэтому использование автономной системы навигации и определения ориентации МКА по магнитометрическим данным считается возможным в аппаратах, при создании которых требования по массово-габаритным характеристикам и энергопотреблению выше требований точности определения навигационных параметров, а также в качестве резервного контура системы навигации и ориентации в аппаратах других классов, орбита которых находится в зоне влияния магнитного поля Земли (МПЗ) (до 2000 км).

Определение ориентации микрокосмического аппарата невозможно без информации о его положении и скорости, поэтому задачу навигации и определения ориентации следует рассматривать в целом как ком-

\*\* Branch of the Federal Enterprise «Lavochkin Association», Russia, Kaluga.

# РЕШЕНИЕ ЗАДАЧИ НАВИГАЦИИ И ОРИЕНТАЦИИ МИКРОКОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ПО ДАННЫМ О МАГНИТНОМ ПОЛЕ ЗЕМЛИ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ФИЛЬТРА КАЛМАНА



**рисунок 1.** Структурно-функциональная схема системы автономной навигации определения ориентации микрокосмического аппарата

плексную.

Эффективность применения МКА существенным образом зависит от технических характеристик и функциональных возможностей систем навигации и определения ориентации. Особое место среди них занимают магнитные системы. Они просты в изготовлении, имеют относительно малое энергопотребление и массу и в то же время обеспечивают достаточную для научных экспериментов точность навигации и ориентации (Ефименко Н.В., 2010).

Входящие в состав магнитной системы магнитоэлектронные устройства для определения направления вектора магнитной индукции используются в различных отраслях науки и техники. Наибольшее распространение такие устройства получили при создании приборов, предназначенных для регистрации МПЗ и ориентирования различной аппаратуры на плоскости и в пространстве относительно направления поля.

Нами рассмотрена система автономной навигации и определения ориентации по магнитометрическим измерениям, для работы которой необходим единственный чувствительный элемент – трехосный магнитометр (рисунок 1).

Особенностями системы являются:

- автономное определение навигационных параметров микрокосмического аппарата без наземного комплекса (фазометрические системы) и без внешних сигналов (GPS\Глонасс);
- определение ориентации с использованием измерений одного датчика – магнитометра;
- возможность определения параметров ориентации и дальнейшее построение трехосной ориентации микрокосмического аппарата в любой точке орбиты (в тени при нерабочем солнечном датчике);
- возможность включения используемых алгоритмов после лётно-конструкционных испытаний (ЛКИ) в бортовые комплексы управления (БКУ) МКА без дополнительного блока вычислителя с использова-

нием измерений, полученных со штатных магнитометров;

- возможность использования для низко- и среднеорбитальных МКА;
- простота изготовления, малое энергопотребление и масса.

Задача навигации и определения ориентации микрокосмического аппарата по показаниям трёхосного магнитометра без привлечения иных измерений решается с помощью алгоритма рекуррентного оценивания – фильтра Калмана.

## 1. Принцип работы фильтра Калмана

На рисунке 2 представлена блок-схема работы фильтра Калмана.

В момент времени  $t_k$  получена оценка вектора состояния системы  $\hat{x}_k$ , и если условия точности в решении задачи не выполнены, тогда необходимо получить оценку вектора состояния системы на следующем шаге вычислений (в момент времени  $t_{k+1}$ ). Для этого строят прогноз оценки  $\hat{x}_{k+1}^-$ , базируясь на результате предыдущего шага вычислений ( $\hat{x}_k^+$ ), затем выполняются измерения  $z_{k+1}$  и далее на основе прогноза и измерений корректируется оценка вектора состояния системы. Таким образом, в случае выполнения условий точности, получаем окончательную оценку вектора состояния  $\hat{x}_{k+1}^+$ , увеличив при этом шаг вычислений на единицу. Оценка  $\hat{x}_{k+1}^-$  называется априори-оценкой,  $\hat{x}_{k+1}^+$  – апостериори-оценкой (Иванов Д.С., Карпенко С.О., Овчинников М.Ю., 2009).

## 2. Построение фильтра Калмана

Вектор состояния для решения задачи навигации и ориентации микрокосмического аппарата имеет вид:

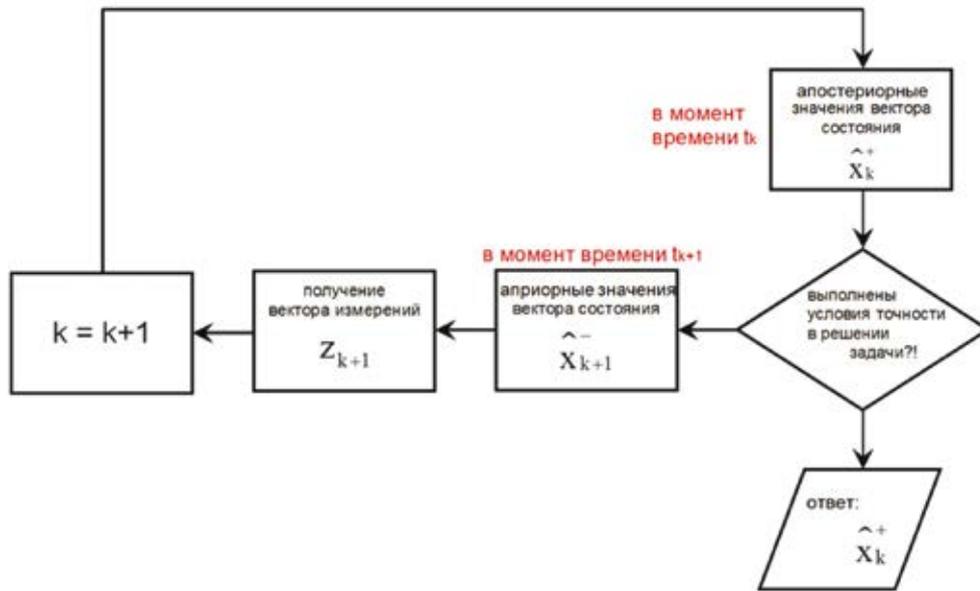


рисунок 2. Алгоритм работы фильтра Калмана

$x = [a, e, i, \Omega, \omega, v, q_1, q_2, q_3, q_4, \omega_1, \omega_2, \omega_3]^T$ .

В качестве параметров навигации приняты шесть кеплеровских элементов орбиты МКА:  $a$  – большая полуось;  $e$  – эксцентриситет;  $i$  – наклонение орбиты;  $\Omega$  – долгота восходящего узла;  $\omega$  – аргумент перигея;  $v$  – истинная аномалия (Shorshi G., Bar-Itzhack I., 1995).

В качестве параметров ориентации приняты кватернион поворота орбитальной системы координат (ОСК) в связанную с аппаратом систему координат  $[q_1, q_2, q_3, q_4]^T$  и вектор угловой скорости связанной системы координат (ССК) относительно инерциальной  $[\omega_1, \omega_2, \omega_3]^T$ .

Модель движения МКА имеет вид

$$\dot{x} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ \cdot \\ v \\ \cdot \\ q_1 \\ \cdot \\ q_2 \\ \cdot \\ q_3 \\ \cdot \\ q_4 \\ \cdot \\ \omega_1 \\ \cdot \\ \omega_2 \\ \cdot \\ \omega_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ \cdot \\ \frac{\sqrt{398600} \cdot (1 + e \cdot \cos v)}{\sqrt{a^3 \cdot (1 - e^2)^3}} \\ \cdot \\ \frac{1}{2} \cdot \begin{bmatrix} 0 & \omega_3 & -\omega_2 & \omega_1 \\ -\omega_3 & 0 & \omega_1 & \omega_2 \\ \omega_2 & -\omega_1 & 0 & \omega_3 \\ -\omega_1 & -\omega_2 & -\omega_3 & 0 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} q_1 \\ q_2 \\ q_3 \\ q_4 \end{bmatrix} \\ \cdot \\ I_1^{-1} \cdot (\sum M_1 - (I_3 - I_2) \cdot \omega_2 \cdot \omega_3) \\ \cdot \\ I_2^{-1} \cdot (\sum M_2 - (I_1 - I_3) \cdot \omega_3 \cdot \omega_1) \\ \cdot \\ I_3^{-1} \cdot (\sum M_3 - (I_2 - I_1) \cdot \omega_1 \cdot \omega_2) \end{bmatrix},$$

где  $I_1, I_2, I_3$  – моменты инерции МКА относительно главных осей;

$M_1, M_2, M_3$  – суммарные моменты внешних сил,

действующих на КА.

В качестве математической модели МПЗ используется международный эталон геомагнитного поля, который по эмпирическим зависимостям описывает главную компоненту МПЗ. Эта модель рекомендована для использования Международной ассоциацией геомагнетизма и аэронавтики (International Association of Geomagnetism and Aeronomy). Модель выражает главную компоненту и не учитывает внешних возмущений, являясь чем-то вроде обобщения моделей, разработанных разными научными центрами.

Показания магнитометра в ССК моделируются согласно формулам

$$\begin{bmatrix} B_x \\ B_y \\ B_z \end{bmatrix} = A \cdot \begin{bmatrix} B_x^{orbit} \\ B_y^{orbit} \\ B_z^{orbit} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} a_1 & a_2 & a_3 \\ a_2 & a_2 & a_3 \\ a_3 & a_3 & a_3 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} B_x^{orbit} \\ B_y^{orbit} \\ B_z^{orbit} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} a_1 & a_2 & a_3 \\ a_2 & a_2 & a_3 \\ a_3 & a_3 & a_3 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} m_1 & m_2 & m_3 \\ m_2 & m_2 & m_3 \\ m_3 & m_3 & m_3 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} B_\theta \\ B_\lambda \\ B_r \end{bmatrix},$$

$$a_{11} = q_1^2 - q_2^2 - q_3^2 + q_4^2,$$

$$a_{12} = 2(q_1q_2 + q_3q_4),$$

$$a_{13} = 2(q_1q_3 - q_2q_4),$$

$$a_{21} = 2(q_1q_2 - q_3q_4),$$

$$a_{22} = -q_1^2 + q_2^2 - q_3^2 + q_4^2,$$

$$a_{23} = 2(q_2q_3 + q_1q_4),$$

$$a_{31} = 2(q_1q_3 + q_2q_4),$$

$$a_{32} = 2(q_2q_3 - q_1q_4),$$

$$a_{33} = -q_1^2 - q_2^2 + q_3^2 + q_4^2,$$

$$m_{11} = \cos(\Omega)\cos(\omega + v) - \sin(\Omega)\cos(i)\sin(\omega + v),$$

$$\begin{aligned} m_{12} &= -\sin(\Omega)\cos(\omega + \nu) - \cos(\Omega)\cos(i)\sin(\omega + \nu), \\ m_{13} &= \sin(i) \cdot \sin(\omega + \nu), \\ m_{21} &= \cos(\Omega)\sin(\omega + \nu) + \sin(\Omega)\cos(i)\cos(\omega + \nu), \\ m_{22} &= -\sin(\Omega)\sin(\omega + \nu) + \cos(\Omega)\cos(i)\cos(\omega + \nu), \\ m_{23} &= -\sin(i)\cos(\omega + \nu), \\ m_{31} &= \sin(\Omega)\sin(i), \\ m_{32} &= \cos(\Omega)\sin(i), \\ m_{33} &= \cos(i), \end{aligned}$$

где  $B_\theta$ ,  $B_\lambda$ ,  $B_r$  – составляющие вектора магнитной индукции в инерциальной системе координат, вычисленные по формулам

$$\begin{aligned} B_\theta &= \sum_{n=1}^N \sum_{m=0}^n \left[ (g_n^m \cos(m\lambda) + h_n^m \sin(m\lambda)) \times \right. \\ &\quad \left. \times \frac{\partial P_n^m(\cos\theta)}{\partial\theta} \left( \frac{r_3}{r} \right)^{n+2} \right], \\ B_\lambda &= \sum_{n=1}^N \sum_{m=0}^n \left[ m(g_n^m \sin(m\lambda) - h_n^m \cos(m\lambda)) \times \right. \\ &\quad \left. \times \frac{P_n^m(\cos\theta)}{\sin\theta} \left( \frac{r_3}{r} \right)^{n+2} \right], \\ B_r &= -\sum_{n=1}^N \sum_{m=0}^n \left[ (n+1)(g_n^m \cos(m\lambda) + h_n^m \sin(m\lambda)) \times \right. \\ &\quad \left. \times P_n^m(\cos\theta) \left( \frac{r_3}{r} \right)^{n+2} \right], \end{aligned}$$

где  $r$  – геоцентрическое расстояние, км;  
 $\lambda$  – долгота от Гринвичского меридиана, °;  
 $\theta$  – дополнение до широты,  $\theta = (1/2)\pi - \varphi$ , °;  
 $r_3$  – средний радиус Земли, км ( $r_3 = 6371,2$  км);

$$\begin{aligned} \theta &= \arccos(\sin(i) \cdot \sin(\omega + \nu)), \\ \lambda &= \Omega + \arctg(\cos(i) \cdot \tg(\omega + \nu)), \\ r &= \frac{a \cdot (1 - e^2)}{1 + e \cdot \cos\nu}. \end{aligned}$$

Априори-значения оценок вектора состояния и ковариационной матрицы ошибки  $x_k(-)$  и  $P_k(-)$  вычисляются по формулам

$$\begin{aligned} x_k(-) &= \left[ E + F_{k-1} \cdot \Delta T + \frac{F_{k-1}^2 \cdot (\Delta T)^2}{2} \right] \cdot x_{k-1}(+), \\ P_k(-) &= \left[ E + F_{k-1} \cdot \Delta T + \frac{F_{k-1}^2 \cdot (\Delta T)^2}{2} \right] \times \\ &\times P_{k-1}(+) \cdot \left[ E + F_{k-1} \cdot \Delta T + \frac{F_{k-1}^2 \cdot (\Delta T)^2}{2} \right]^T + Q_k, \end{aligned}$$

где  $F_{k-1}$  – матрица эволюции состояния;  
 $Q_k$  – матрица ошибок модели;  
 $\Delta T$  – промежуток времени между двумя измерениями.

Коэффициент обратной связи  $K_k$  определяется по формуле

$$K_k = P_k(-) H_k^T [H_k P_k(-) H_k^T + R_k]^{-1},$$

где  $H$  – матрица измерений.

Апостериори-значения  $\hat{x}_k(+)$  и  $P_k(+)$  находятся по формулам

$$\hat{x}_k(+) = \hat{x}_k(-) + K_k \left( z_k - \hat{z}_k \right),$$

$$P_k(+) = (I - K_k H_k) P_k(-) (I - K_k H_k)^T + K_k R_k K_k^T.$$

Апостериори-оценки кватерниона поворота определяются по формулам

$$q_{k+1}^+ = \Xi(q_{k+1}^-) \delta q_{k+1},$$

$$\Xi(q_{k+1}^-) = \begin{bmatrix} q_4 & -q_3 & q_2 & q_1 \\ q_3 & q_4 & -q_1 & q_2 \\ -q_2 & q_1 & q_4 & q_3 \\ -q_1 & -q_2 & -q_3 & q_4 \end{bmatrix},$$

$$\delta q_{k+1} = \begin{bmatrix} \delta q_1 \\ \delta q_2 \\ \delta q_3 \\ \sqrt{1 - (\delta q_1)^2 - (\delta q_2)^2 - (\delta q_3)^2} \end{bmatrix}.$$

### 3. Результаты работы фильтра Калмана

На языке программирования базовой системы MATLAB написана программа по определению параметров орбиты микрокосмического аппарата по данным о МПЗ с использованием фильтра Калмана. Результаты выполнения программы приведены в таблице 1.

Для моделирования работы магнитометра выбраны параметры орбиты действующего МКА ФКИ (ПН1). Эти параметры являются контрольными данными для анализа результатов работы фильтра.

В столбце 3 представлены результаты работы фильтра Калмана по истечении двух часов при условии, что частота опроса датчика равна 4 Гц.

В столбце 4 представлены результаты расчёта абсолютной погрешности; полученная точность в определении параметров орбиты менее 1 км и ниже 1°.

Из рисунка 3 видно, что со временем фильтр сходится к истинным значениям.

### заключение

Сформулированы структурно-функциональный

таблица 1 – Результаты работы фильтра Калмана

параметры орбиты	параметры орбиты МКА ФКИ (ПН1)	результат выполнения программы	абсолютная погрешность $ x - \hat{x}_k $
1	2	3	4
большая полуось a, км	7183,7	7184,05887	0,35887
эксцентриситет e	0,0046	0,004676	0,00076
наклонение орбиты i, °	99	98,99035	0,00965
долгота восходящего узла $\Omega$ , °	116	115,99602	0,00398
аргумент перигея $\omega$ , °	0	-0,37969	0,37969
истинная аномалия v, °	45 ... 490,67401	50 ... 490,52336	0,15065

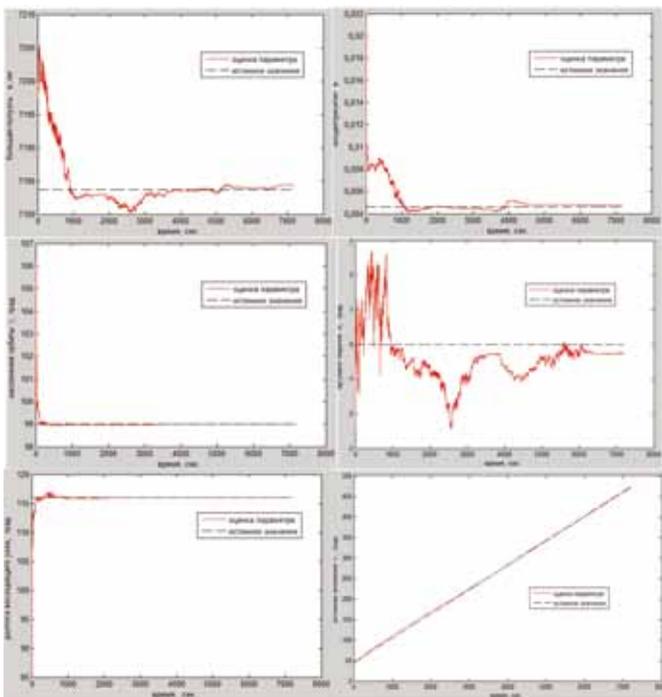


рисунок 3. Результаты работы фильтра Калмана

состав, технические характеристики и особенности системы автономной навигации и определения ориентации по данным о МПЗ; разработан алгоритм решения задачи навигации и ориентации микрокосмического аппарата по измерениям магнитометра с использованием фильтра Калмана; на языке программирования базовой системы MATLAB реализован алгоритм решения задачи навигации по данным о МПЗ и получены результаты работы фильтра Калмана с расчётом абсолютной погрешности.

В перспективе по созданию системы автономной навигации и определения ориентации микрокосмического аппарата по данным о МПЗ планируется решить и отработать программно алгоритм определения ориентации микрокосмического аппарата по данным о МПЗ, исследовать сходимость и точность фильтра Калмана, реализовать приборно данную

систему с последующим проведением лётной отработки на МКА.

### список литературы

*Белюсов И.А.* Формирование облика резервного контура интегрированной системы навигации и определения ориентации малого искусственного спутника Земли: дисс. ... канд. техн. наук. М., 2003.

*Ефименко Н.В.* Магнитная система ориентации и стабилизации космического аппарата «EgyptSat-1» // Проблемы управления и информатики, 2010. № 6. С. 91-96.

*Иванов Д.С., Карпенко С.О., Овчинников М.Ю.* Алгоритм оценки параметров ориентации малого космического аппарата с использованием фильтра Калмана // Препринт ИПМ им. М.В. Келдыша, 2009. № 48. 32 с.

*Shorshi G., Bar-Itzhack I.* Satellite Autonomous Navigation Based on Magnetic Field Measurements // Journal of Guidance, Control and Dynamics, July-August, 1995. Vol. 18, № 4, P. 843-850.

Статья поступила в редакцию 26.11.2012 г.

## РАЗРАБОТКА НОВОЙ СИСТЕМЫ ПОКРЫТИЯ НА ОСНОВЕ ТОКОПРОВОДЯЩИХ МАТЕРИАЛОВ ДЛЯ ОБЕСПЕЧЕНИЯ РАБОТОСПОСОБНОСТИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ «ЭЛЕКТРО-Л» И «СПЕКТР-Р»



*А.И. Ананьев,*  
кандидат технических  
наук\*,  
anai@laspaces.ru;  
*A.I. Ananyev\*\**

*В статье представлены исследования по подбору системы лакокрасочного покрытия для защиты алюминиевого сплава АМг-6 от коррозии и для обеспечения работоспособности космических аппаратов (КА) от воздействия электростатических разрядов на орбитах.*

*Ключевые слова: покрытие;  
антистатика;  
терморегуляция;  
исследование;  
испытание.*

### ВВЕДЕНИЕ

В процессе эксплуатации космический аппарат подвергается воздействию космического излучения – протонов и электронов радиационных поясов Земли и заряженных частиц галактического космического излучения.

Поглощенная доза радиации в слое покрытия толщиной в 1 мкм по поверхности, обращенной в открытый космос, будет составлять за пять лет  $1,0 \cdot 10^9$  рад от воздействия всех радиационных факторов космического пространства.

Для обеспечения работоспособности и увеличения срока службы в условиях открытого космоса КА «Электро-Л», «Спектр-Р» покрытие должно удовлетворять следующим требованиям:

- быть терморегулирующим с исходными оптическими характеристиками  $A_s \leq 0,3$  и  $\epsilon \geq 0,9$ ;

\* ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.

## DEVELOPMENT OF A NEW COATING SYSTEM BASED ON CONDUCTIVE MATERIALS FOR PROVIDING OF «ELECTRO-L» AND «СПЕКТР-Р» SC OPERATIONAL CAPABILITY



*Г.А. Чугунова\*,*  
chugunova@laspaces.ru;  
*G.A. Chugunova\*\**

*The article considers investigations on selection of paint-and-lacquer coating system for corrosion protection of AMg-6 aluminum alloy and providing of spacecraft (SC) operational capability under the influence of electrostatic discharges in orbits.*

*Keywords: coating;  
antistatic;  
thermoregulation;  
investigation;  
test.*

- должно удовлетворять требованиям по защите от воздействия электростатических разрядов (ЭСР) и иметь ограничения по электрической проводимости  $\leq 10^9$  Ом·м;
- должно удовлетворять требованиям по общей потере массы;
- должно удовлетворять требованиям по содержанию летучих конденсирующихся веществ.

ОАО «КОМПОЗИТ» была разработана система лакокрасочного покрытия (ЛКП) грунт ВЛ-02 один слой и эмаль ЭКОМ-1белая три слоя. В данной системе электропроводящей является только эмаль, а грунт – диэлектрик.

Для обеспечения электрической проводимости толщина грунта не должна превышать 5-7 мкм. Указанную толщину прибор не фиксирует, поэтому возможен

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

**таблица 1** – Результаты поверхностного сопротивления покрытия

№ образца	подготовка поверхности, система ЛКП и марка материала	толщина ЛКП, мкм	поверхностное сопротивление ЛКП, Ом	
			до климатических испытаний	после климатических испытаний
1	АМг-бхим.окс.эл. грунт ВЛ-02(1) эмаль ЭКОМ-1бел.(1)	75-85	$6,9 \cdot 10^8$	$4,0 \cdot 10^9$
2	"-	80-90	$8,2 \cdot 10^7$	$3,0 \cdot 10^9$
3	"-	85-100	$7,8 \cdot 10^8$	$2,0 \cdot 10^{10}$

только визуальный контроль, что не обеспечивает стабильности в показаниях электрических характеристик. Электропроводность данной системы покрытия на образцах из сплава АМг-6 определялась методом замера поверхностного сопротивления. Датчики на образце при замере устанавливались в положение: один датчик – на металл, другой – на покрытие с соблюдением минимального расстояния между ними не  $\leq 80$  мм.

Результаты замеров поверхностного сопротивления системы покрытия приведены в таблице 1.

Из данных, приведенных в таблице, видно, что после ускоренных климатических испытаний поверхностное сопротивление изменилось до значений выше допустимых  $1 \cdot 10^9$  Ом, электрические характеристики этой системы покрытия нестабильны и закономерности в показаниях относительно толщины покрытия не выявлено.

## 1. Выбор системы покрытия

На основании предварительных испытаний ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина» были предложены две системы покрытия:

- эмаль ХС-973серая один слой и эмаль ЭКОМ-1белая три слоя;
- эмаль ХС-928черная один слой и эмаль ЭКОМ-1белая три слоя.

Эти системы покрытий ранее никем не применялись и не были заложены в отраслевых стандартах, поэтому для их использования в конструкторской документации необходимо было провести исследования, цель которых – защита КА «Электро-Л» и «Спектр-Р» от воздействия электрических разрядов с одновременным снятием статического электричества, а также подбор системы лакокрасочного покрытия для защиты сплава АМг-6 от коррозии и обеспечения на изделии температурного режима при помощи терморегулирующего покрытия.

Система покрытия включает в себя не только лакокрасочные материалы, но и подготовку поверхности под ЛКП. От подготовки поверхности зависит электрическая проводимость системы ЛКП и степень его адгезии к основному материалу, коррозионная стойкость основного материала, а также способность его сохранять изначальные механические характеристики в процессе эксплуатации и хранения.

## 2. Подготовка поверхности под ЛКП

Алюминий легко соединяется с кислородом воз-

духа, в результате на его поверхности образуется окисная пленка, защищающая основную массу металла от дальнейшего разрушения. Однако эта окисная пленка, как любая пленка, образующаяся в естественных условиях, не гарантирует надежной защиты алюминия от коррозии. Неоднородное состояние поверхности алюминия, а также различное воздействие кислорода воздуха, влаги, изменений температуры и прочих условий на отдельные ее участки препятствует образованию окисной пленки одинаковой плотности, что существенно влияет на коррозионную стойкость алюминиевых сплавов. Для увеличения коррозионной стойкости на деформированных алюминиевых сплавах применяется плакированный слой чистого алюминия, однако это не значит, что алюминиевые сплавы с плакировкой не требуют защиты (*Чеботаревский В.В., Кондрашов Э.К., 1978*).

Для обеспечения электропроводности была выбрана такая подготовка поверхности, как химическое оксидирование электропроводное со следующим составом ванны:

- хромовый ангидрид – 4-8 г/л;
- калий фтористый, кислый – 2 г/л;
- калий железосинеродистый – 0,5-1,0 г/л.

По устойчивости против коррозии пленки, получаемые химическим оксидированием, уступают получаемым при анодном оксидировании алюминия. Однако анодные оксиды, получаемые в водных растворах серной кислоты, являются диэлектриками.

Защита алюминиевого сплава от коррозии только окисными пленками недостаточна, поэтому необходимо было подобрать такую систему лакокрасочного покрытия, которая обеспечивала бы надежную защиту от коррозии, имела бы оптические характеристики и полностью являлась антистатической.

## 3. Выбор грунтовочного слоя

Необходимо было выбрать грунтовочный слой, который обладал бы хорошей адгезией, электропроводностью и не вызывал бы когезии к завершающим слоям эмали. В отечественной лакокрасочной промышленности нет грунтов, которые наносились бы из пульверизатора и обеспечивали бы удельное объемное сопротивление  $10^5$ - $10^6$  Ом·м, поэтому в работе вместо грунта были применены токопроводящие эмали ХС-973серая и ХС-928чер-

ная с хорошей электрической проводимостью, которые в своем составе имеют металлические наполнители.

Коррозионный процесс с такими лакокрасочными материалами может протекать уже не на поверхности металла, а непосредственно на лакокрасочном покрытии и предохранять сам металл от взаимодействия с влагой и кислородом воздуха. Такой способ защиты от коррозии более эффективен, т.к. заставляет металлический порошок, который является наполнителем, работать анодом по отношению к защищаемому металлу.

При выборе токопроводящих эмалей ХС-973 и ХС-928 с удельным объемным электрическим сопротивлением  $\rho_{\text{ХС-973}}=0,01 \text{ Ом}\cdot\text{м}$  и  $\rho_{\text{ХС-928}}=0,001 \text{ Ом}\cdot\text{м}$  в качестве грунтовочного слоя могли возникнуть внутренние напряжения из-за высокого процентного содержания металлов-наполнителей (они вводятся в качестве добавки к пигментам для обеспечения электрической проводимости).

Была опасность и в том, что сочетание разнородных лакокрасочных материалов – сополимерно-винилхлоридных эмалей ХС-973 и ХС-928, используемых в качестве грунтовочного слоя и верхнего слоя системы ЛК покрытия, состоящих из акриловой эмали ЭКОМ-1белая, не покажут хороших результатов и сохранят оптические характеристики эмали ЭКОМ-1белая.

#### 4. Подбор технологических параметров эмалей ХС-973 и ХС-928

Далее проводились работы по подбору определенной вязкости эмалей ХС-973 и ХС-928 для нанесения их из пульверизатора (чего раньше не делалось); определились и с толщиной покрытия – около 30-40 мкм. Данные параметры показали положительные результаты по адгезионным, механическим и коррозионным испытаниям. Для того

чтобы сополимерно-винилхлоридные эмали ХС-973серая и ХС-928черная могли сочетаться с акриловой эмалью ЭКОМ-1белая, подобрали толщину грунтовочного слоя, температуру и время сушки этих эмалей.

Предварительно был проведен входной контроль показателей характеристик, использованных в работе эмалей ХС-973 и ХС-928 (ТУ6-21-16-90) и эмали ЭКОМ-1 (ТУ2313-397-5689735-2006). Полученные показатели приведены в таблице 2.

Дополнительно к паспортным показателям были измерены коэффициенты поглощения солнечного излучения  $A_s$  и коэффициент теплового излучения  $\epsilon_n$  для эмалей ХС-973 и ХС-928.

Для проведения исследовательской работы были изготовлены образцы из сплава АМг-6 размером 120×50×2. После окраски производился замер поверхностного сопротивления ЛК покрытия на расстоянии датчиков друг от друга 100 мм и при напряжении 10 В.

Климатические испытания проводились в течение трех месяцев по режиму в соответствии с таблицей 3.

Замер термооптических характеристик тоже производился до и после испытаний. Для эмали ХС-973серая они составили:  $A_s=0,71-0,72$ ;  $\epsilon_n=0,72-0,73$ ; для эмали ХС-928черная:  $A_s=0,92-0,93$ ;  $\epsilon_n=0,81-0,82$ .

Эмали показали хорошие результаты до и после коррозионных испытаний. Данные по коррозионным испытаниям эмалей ХС-973 и ХС-928 с различной толщиной покрытия и поверхностного сопротивления на образцах приведены в таблице 4.

Результаты замеров поверхностного электрического сопротивления, представленные в таблице 4, показали, что эмали ХС-973серая и ХС-928черная после коррозионных испытаний меняют сопротивление в зависимости от толщины покрытия (выпад образца № 4 по электрическим характеристикам

**таблица 2** – Значения показателей материалов при входном контроле

наименование показателя	значения для материалов		
	эмаль ХС-973	эмаль ХС-928	эмаль ЭКОМ-1
цвет и внешний вид пленки	серый	черный	белый
условная вязкость по ВЗ-4, сек	35	47	24
массовая доля нелетучих веществ, %	71	50	50
время высыхания до степени 3, час, при температуре 20±2°С	1	1	1,5
прочность пленки при ударе по прибору, типа У-1А, см	50	50	-
адгезия, баллы	1	1	2
удельное объемное электрическое сопротивление $\rho_v$ , Ом·м, не более	0,01	0,001	1,04·10 <sup>4</sup>
срок годности после смешения компонентов, час, не менее	8	7	-
коэффициент поглощения солнечного излучения, $A_s$	0,71	0,93	0,27
коэффициент теплового излучения, $\epsilon_n$	0,72	0,81	0,92

**таблица 3** – Циклы климатических испытаний

метод проведения климатических испытаний	имитируемые климатические условия окружающей среды	режимы проведения испытаний	оборудование
ускоренный метод с повышением относительной влажности и температуры	номинальный диапазон температур: от +5 до +98°C; относительная влажность: 20-98%	двухступенчатый цикл: первый цикл – температура 40±2°C, относительная влажность 95-98%, время цикла 8 часов; второй цикл – температура 18-25°C, относительная влажность 95-98%, время цикла 16 часов	климатическая камера типа 3421

**таблица 4** – Поверхностное сопротивление эмалей ХС-973 и ХС-928 до и после климатических испытаний

номер образца и название эмали	толщина покрытия, мкм	поверхностное сопротивление, Ом, до климатических испытаний	поверхностное сопротивление, Ом, после климатических испытаний	ускоренные климатические испытания, осмотры		
				через один месяц	через два месяца	через три месяца
1 ХС-973	25-40	45	100	б/изм.	небольшой участок мелкой сыпи 7%	небольшой участок мелкой сыпи 7%, адг. 1
2 ХС-973	40-50	52	190	б/изм.	б/изм.	б/изм., адг. 1
3 ХС-973	80-85	155	450	б/изм.	б/изм.	б/изм., адг. 1
4 ХС-928	25-40	1,0	10	б/изм.	б/изм.	б/изм., адг. 1
5 ХС-928	40-50	1,0	4,0	б/изм.	б/изм.	б/изм., адг. 1
6 ХС-928	80-100	2,0	5,0	б/изм.	б/изм.	б/изм., адг. 1

произошел из-за плохого перемешивания ЛК материала в бачке пульверизатора).

Положительные результаты после испытаний позволили применить эти эмали в качестве грунтовочного слоя под антистатическую эмаль ЭКОМ-1белая.

На основании проведенной работы была выбрана оптимальная толщина грунтовочного слоя эмалей ХС-973 и ХС-928, которая составила 30-40 мкм, оптимальная вязкость – 15 сек по ВЗ-246 с диаметром сопла 4 мм, температура и время сушки 65±5°C в течение трех часов для первого слоя эмали и окончательная при температуре 65±5°C в

течение шести часов, с предварительной выдержкой на воздухе в течение одного часа.

## 5. Выбор эмали ЭКОМ-1белая в качестве основного покрытия

После подбора грунтовочного слоя определялась возможность применения акриловой эмали ЭКОМ-1белая в качестве основного покрытия, которое будет обеспечивать термооптические характеристики и выполнять роль антистатического покрытия.

Замеры удельного объемного сопротивления

**таблица 5** – Удельное объемное сопротивление эмали ЭКОМ-1белая

№ п/п	толщина покрытия эмали ЭКОМ-1белая, мкм	удельное объемное сопротивление, Ом·м ( $\rho_v$ )	
		до испытаний в климатической камере	через три месяца испытаний в климатической камере
1	120	$2,9 \cdot 10^3$	$4,9 \cdot 10^3$
2	120	$3,2 \cdot 10^3$	$4,5 \cdot 10^3$
3	110	$2,6 \cdot 10^3$	$2,9 \cdot 10^3$
4	90	$1,04 \cdot 10^4$	$6,5 \cdot 10^3$
5	60	$5,1 \cdot 10^3$	не испытывались
6	55	$3,8 \cdot 10^3$	не испытывались
7	120	$1,3 \cdot 10^6$	не испытывались
8	160	$4,5 \cdot 10^3$	не испытывались
9	180	$4,9 \cdot 10^3$	не испытывались

**РАЗРАБОТКА НОВОЙ СИСТЕМЫ ПОКРЫТИЯ НА ОСНОВЕ ТОКОПРОВОДЯЩИХ МАТЕРИАЛОВ  
ДЛЯ ОБЕСПЕЧЕНИЯ РАБОТОСПОСОБНОСТИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ «ЭЛЕКТРО-Л» И «СПЕКТР-Р»**

**таблица 6** – Технологические параметры лакокрасочных материалов

№ образцов	марка материала и подготовка поверхности под ЛКП	система ЛКП и количество слоев	толщина ЛКП, мкм	сушка, °С	вязкость, сек	способ нанесения из пульверизатора, давление воздуха в сети, атм
4	АМг-6 хим.окс. эл.	эм.ХС-973серая(1) эм.ЭКОМ-1белая(3)	120-130	для ХС-973: 18-28°С – 1 час и 65±5°С – 6 часов;	15	3,5-4,0
5	->-	->-	125-130	для ЭКОМ-1: 18-28°С – первого и второго слоя	14-16	2,5-3,0
6	->-	->-	135-140	1 час, третьего слоя –18-28°С – 48 часов		
7	->-	эм.ХС-928черная(1) эм.ЭКОМ-1белая(3)	130-140	для ХС-973: 18-28°С –1 час и 65±5°С – 6 часов;	15	3,5-4,0
8	->-	->-	125-130	для ЭКОМ-1: 18-28°С – первого и второго слоя	14-16	2,5-3,0
9	->-	->-	140-145	1 час, третьего слоя –18-28°С – 48 часов		

эмали ЭКОМ-1белая на девяти образцах размером 120×20×2, изготовленных из стекла с проводимостью более 10<sup>11</sup> Ом·м, приведены в таблице 5.

Замеры сопротивлений производились прибором Е6-13А. Напряжение на электродах 100V. Удельное объемное электрическое сопротивление ( $\rho_v$ ) в Ом·м определялось по формуле

$$\rho_v = \frac{b \cdot h}{l} \cdot R_{cp}$$

где  $R_{cp}$  – среднее арифметическое значение электрического сопротивления образца, Ом;

$h$  – толщина покрытия, м;

$b$  – ширина образца, м;

$l$  – расстояние между электродами, м.

Закономерности в показании удельного объемного сопротивления в зависимости от толщины покрытия не выявлено, что говорит о нестабильности поведения эмали ЭКОМ-1белая в процессе испытаний и во время замеров. Показания прибора менялись по нескольким причинам: от влажности воздуха в помещении, от прямых солнечных лучей, от времени выдержки перед замером после климатических испытаний.

Для обеспечения необходимых термооптических и электрических характеристик на покрытии в результате проведенных работ были отобраны следующие системы покрытий:

- эмаль ХС-973серая один слой и эмаль ЭКОМ-1белая три слоя;

- эмаль ХС-928черная один слой и эмаль ЭКОМ-1белая три слоя.

Данные по нанесению систем ЛК покрытий ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина» приведены в таблице 6.

В результате нанесения из пульверизатора эмалей ЭКОМ-1белая, ХС-973серая и ХС-928черная

были отработаны регламенты технологического процесса их нанесения: вязкость ЛКМ, давление воздуха в сети, скорость подачи ЛК материала в пульверизаторе, толщина системы ЛКП и сушка. Были окрашены образцы размером 120×50×2 мм из сплава АМг-6 и поставлены на коррозионные испытания в климатическую камеру. Данные по коррозионным испытаниям с замерами термооптических характеристик приведены в таблице 7.

Определение электропроводности систем лакокрасочных покрытий на образцах из сплава АМг-6 проводилось методом замера поверхностного сопротивления. Датчики на образце при замере устанавливались в положение «металл – покрытие», причем минимальное расстояние между ними составляло не менее 80 мм.

Результаты замеров поверхностного сопротивления систем ЛК покрытий до и после коррозионных испытаний приведены в таблице 8.

## ВЫВОДЫ

По результатам проведенных работ можно сделать следующие выводы. Предложенные ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина» системы покрытий:

- эмаль ХС-973серая один слой и эмаль ЭКОМ-1белая три слоя;

- эмаль ХС-928черная один слой и эмаль ЭКОМ-1белая три слоя обеспечили коррозионную стойкость сплаву АМг-6 после климатических испытаний и показали удовлетворительные результаты по термооптическим характеристикам и адгезионным свойствам; электрические характеристики изменились, но соответствуют техническим требованиям на изделия.

Система покрытия: грунт ВЛ-02один слой и

таблица 7 – Результаты коррозионных испытаний

№ образцов	марка материала, подготовка поверхности и система ЛКП	термооптические характеристики				осмотры образцов		
		до испытаний		после испытаний		через три недели после испытаний	через два месяца после испытаний	через три месяца после испытаний
		$A_s$	$\varepsilon_n$	$A_s$	$\varepsilon_n$			
1	АМг-6 хим.окс. эл. грунт ВЛ-02(1) эмаль ЭКОМ-1белая(3)	0,28	0,91	0,30	0,90	легкая желтизна	мелкая единичная сыпь, желтизна	мелкая единичная сыпь, желтизна, адг. 3
2	"-	0,27	0,91	0,30	0,91	"-	"-	"-
3	"-	0,28	0,90	0,29	0,90	б/изм.	б/изм.	б/изм., адг. 3
4	АМг-6 хим.окс. эл. эмаль ХС-973серая(1) эмаль ЭКОМ-1белая(3)	0,30	0,90	0,30	0,90	б/изм.	б/изм.	единичная сыпь, адг. 3
5	"-	0,29	0,91	0,30	0,90	б/изм.	б/изм.	б/изм., адг. 2
6	"-	0,30	0,90	0,30	0,90	б/изм.	б/изм.	единичная сыпь, адг. 2
7	АМг-6 хим.окс. эл. эмаль ХС-928черная(1) эмаль ЭКОМ-1белая(3)	0,30	0,92	0,30	0,92	б/изм.	б/изм.	единичная сыпь, адг. 2
8	"-	0,29	0,91	0,30	0,91	б/изм.	б/изм.	единичная сыпь, адг. 3
9	"-	0,30	0,92	0,31	0,91	б/изм.	б/изм.	единичная сыпь, адг. 3

таблица 8 – Поверхностное сопротивление до и после коррозионных испытаний

№ образцов	марка материала, подготовка поверхности, система ЛКП	толщина ЛКП, мкм	поверхностное сопротивление ЛКП, Ом	
			до коррозионных испытаний	после коррозионных испытаний
4	АМг-6 хим.окс. эл. эмаль ХС-973 сер.(1) эмаль ЭКОМ-1бел.(3)	130-140	$1,3 \cdot 10^8$	$5,0 \cdot 10^7$
5	"-	120-140	$2,8 \cdot 10^8$	$6,5 \cdot 10^8$
6	"-	135-150	$9,0 \cdot 10^7$	$3,5 \cdot 10^8$
7	АМг-6 хим.окс. эл. эмаль ХС-928 черн.(1) эмаль ЭКОМ-1бел.(3)	125-130	$5,0 \cdot 10^5$	$2,0 \cdot 10^6$
8	"-	145-155	$6,0 \cdot 10^5$	$1,0 \cdot 10^7$
9	"-	140-150	$4,5 \cdot 10^5$	$5,0 \cdot 10^6$

эмаль ЭКОМ-1белая три слоя, предложенная ОАО «КОМПОЗИТ», показала удовлетворительные результаты по коррозионным и адгезионным свойствам, но не выдержала испытаний по электрическим параметрам. Результаты замеров после испытаний не соответствуют ТТ и оказались выше допустимых  $1 \cdot 10^9$  Ом.

### список литературы

Чеботаревский В.В., Кондрашов Э.К. Технология лакокрасочных покрытий в машиностроении. М.: Машиностроение, 1978. 295 с.

Статья поступила в редакцию 01.11.2012 г.

## ИССЛЕДОВАНИЕ ЗАДАЧИ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ДОПУСТИМОГО ТЕМПЕРАТУРНОГО РЕЖИМА СТЫКОВОЧНЫХ АГРЕГАТОВ МНОГОРАЗОВЫХ КОСМИЧЕСКИХ КОРАБЛЕЙ ПРИ СПУСКЕ С ОРБИТЫ

## INVESTIGATION OF THE OBJECT TO ENSURE THE ACCEPTABLE TEMPERATURE CONDITION FOR DOCKING ASSEMBLIES OF REUSABLE SC DURING DESCENT FROM ORBIT



*Е.М. Дилендик,  
аспирант,  
ОАО «РКК «Энергия»  
им. С.П. Королева»,  
Россия, Московская  
область, г. Королев,  
katjasmirnova@mail.ru;  
Je.M. Dilendik*

*В статье представлены некоторые соображения и результаты исследования, касающиеся возможностей реализации многоразового использования стыковочного агрегата космического корабля после выполнения спуска в атмосфере в условиях теплового воздействия высокотемпературной плазмы.*

*Ключевые слова:  
возвращаемый космический аппарат;  
стыковочный агрегат;  
температурный режим;  
плазма.*

### ВВЕДЕНИЕ

В «космических» странах, в том числе и в России, активно ведутся разработки многоразовых космических аппаратов. К числу таких аппаратов относится разрабатываемый отечественный орбитальный корабль (ОК), общий вид которого приведен на рисунке 1. В США разрабатываются корабли Orion (*CEV Overview*, 2006), Altair, DRAGON и др.; в европейском космическом агентстве – ARV на базе беспилотного ATV; в японском космическом агентстве – ОК на базе HTV. Подобные работы, возможно, проводятся и в КНР.

Задачами этих орбитальных кораблей являются транспортное и техническое обслуживание орбитальных пилотируемых станций (ОПС), участие в реализации экспедиций к Луне и Марсу, выполнение спасательных операций и решение автономных задач на околоземных орбитах.

Снижение финансовых затрат по созданию дорогостоящих многоразовых ОК, во многом зависит от решения проблемы обеспечения защиты корабля, его внешних агрегатов и систем при спуске в атмосфере от теплового воздействия высокотемпературной плазмы.

Для реализации международных космических

*The article considers some ideas and investigation results concerning feasibility of implementation of multiple use of SC docking assembly after reentry under the thermal influence of high-temperature plasma.*

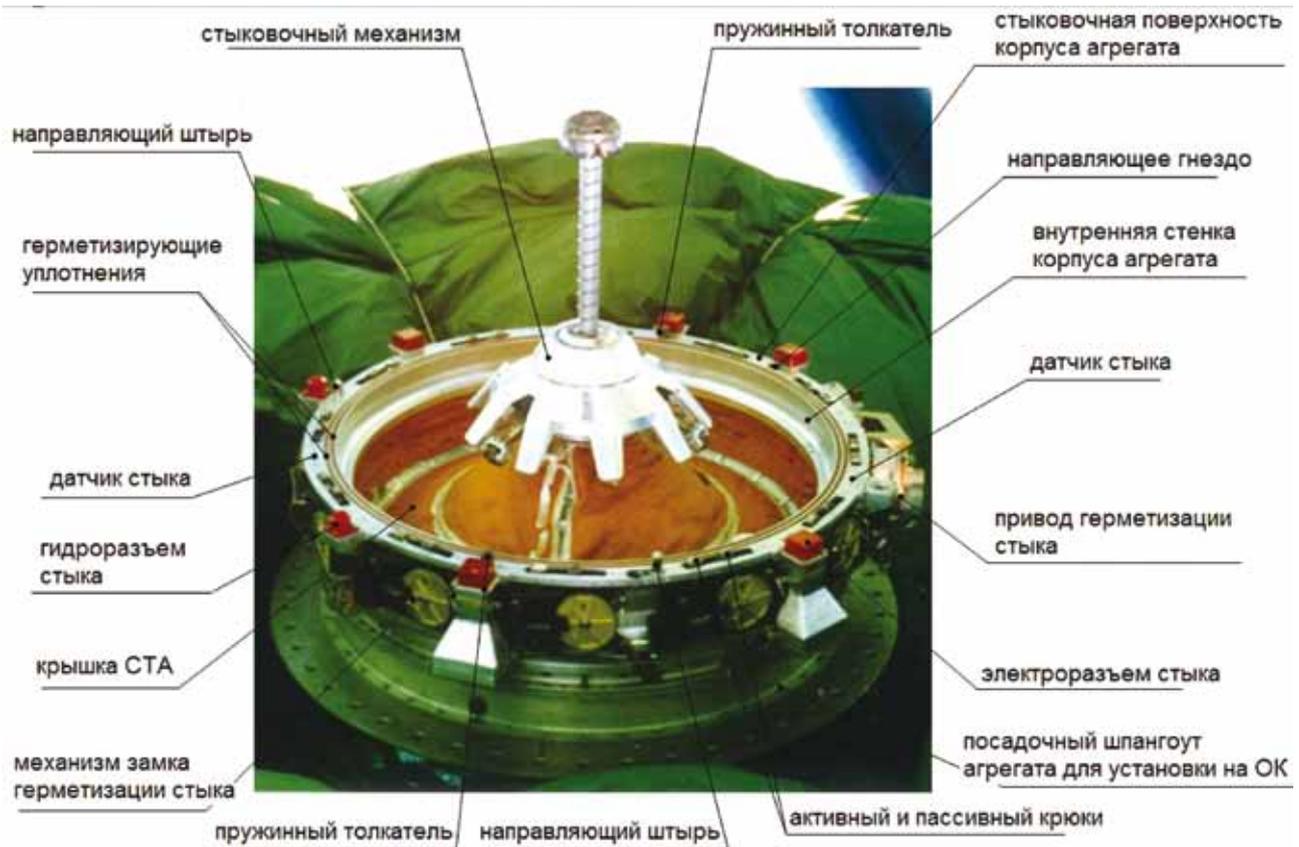
*Keywords:  
returned vehicle;  
docking assembly;  
temperature condition;  
plasma.*



**рисунок 1.** Общий вид разрабатываемого российского корабля

программ разрабатывается международный стандарт на совместимые интерфейсы стыковочных агрегатов. Стандарт в основе предусматривает интерфейс российского «гибридного» стыковочного агрегата для обеспечения жесткого соединения ОК с другими космическими объектами.

При разработке проекта международного стан-



**рисунок 2.** Общий вид активного гибридного стыковочного агрегата

дарта на интерфейсы стыковочного агрегата (СТА) было принято обоснованное решение использовать интерфейс корпуса гибридного агрегата в качестве силового интерфейса разрабатываемых корпусов и замков агрегатов NDS, IBDM (*Документ определения интерфейса IDD*, 2011). Корпус гибридного агрегата, используемый также и для агрегатов андрогинный периферийный агрегат стыковки (АПАС), отработан на многочисленных модулях международной космической станции (МКС).

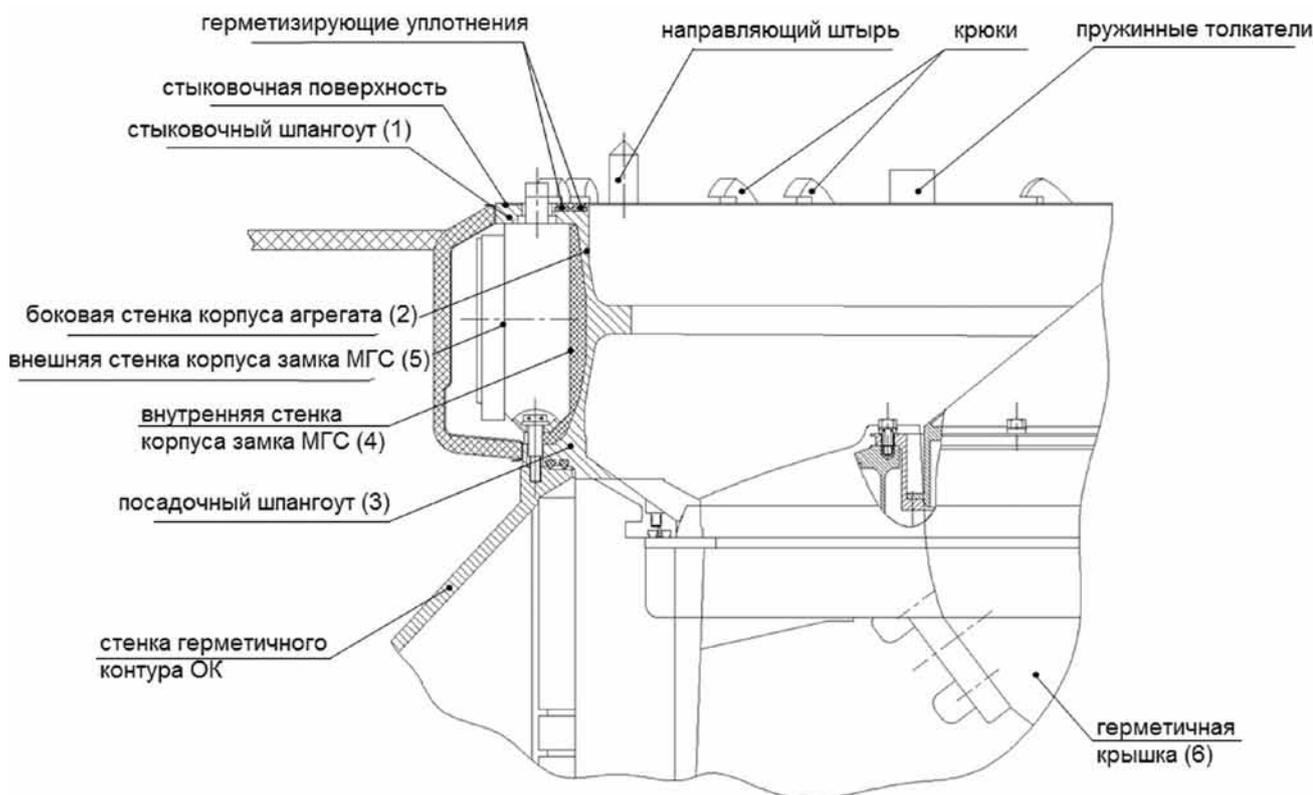
Преимущества использования стыковочного механизма типа «штырь и конус» на кораблях и модулях российского сегмента (РС) МКС позволили рассматривать для перспективного корабля многооразового использования, основной задачей которого является обслуживание МКС, гибридный агрегат «штырь». На новых модулях РС МКС создаются причалы с гибридными агрегатами «конус» для стыковки разрабатываемых кораблей. Для перспективных космических программ исследования Луны и Марса, которые могут выполняться при тесном международном сотрудничестве, требуется дальнейшая унификация не только корпусов агрегатов с механизмами, но и используемых стыковочных механизмов типа «штырь и конус» и периферийных.

Использование на корабле активного гибридного агрегата стыковки со стыковочным механизмом типа «штырь», убираемым перед спуском внутрь корабля, обеспечивает удобные возможности для нанесения теплозащитных покрытий на конструкцию корпуса и его элементов с целью минимизации

тепловых потоков к элементам СТА при спуске и обеспечения приемлемого температурного режима внутри гермоконтура возвращаемого ОК.

На рисунке 2 приведен общий вид широко используемого активного гибридного стыковочного агрегата. На стыковочной поверхности агрегата устанавливаются 12 активных и 12 пассивных крюков механизма герметизации стыка, обеспечивающих силовое закрытие стыка силой около 20000 кгс. На этой же поверхности с целью обеспечения герметичности стыка устанавливаются два герметизирующих уплотнения. На стыковочном шпангоуте (СТШ) размещаются датчики, контролирующие процесс закрытия стыка. Для обеспечения относительного выравнивания СТШ при стыковке на них устанавливаются по два направляющих штыря и гнезда. С целью последующей расстыковки на шпангоуте устанавливаются два пружинных толкателя и два датчика для контроля расстыковки под толкателями ответного агрегата. На периферии агрегата имеются четыре электроразъема для обеспечения электрического и командного интерфейса и четыре гидроразъема для обеспечения дозаправки ОПС компонентами топлива и дренажа магистралей.

Корпус агрегата выполнен в виде открытого профиля, образованного стыковочным шпангоутом (1), боковой стенкой корпуса агрегата (2), посадочным шпангоутом (3). Свободные шпангоуты (1), (3) корпуса завязаны в силовую схему корпусами замков механизма герметизации стыка (МГС) и внутренней (4) и внешней (5) стенками корпуса за-



**рисунок 3.** Сечение корпуса СТА с замком МГС

мка МГС (рисунок 3).

В нижней части агрегата установлена герметичная крышка (6) для обеспечения перехода экипажа в пристыкованный объект. На крышке агрегата имеется стыковочный механизм типа «штырь», обеспечивающий выполнение механической сцепки, гашение кинетической энергии относительно движения космических аппаратов при стыковке, выравнивание и стягивание состыкованных объектов до соприкосновения стыковочными поверхностями. Силовое закрытие стыка обеспечивается закрытием 12 активных крюков СТА возвращаемого аппарата (ВА) при взаимодействии с 12 пассивными крюками агрегата ОПС.

Установка двух герметизирующих уплотнений обеспечивает при закрытии стыка его герметизацию. Операция по силовому закрытию стыка также может быть выполнена со стороны ОПС.

## 1. Постановка задачи

К числу основных проблем, решение которых обеспечивает возможность многоразового использования космического корабля, относится сохранение целостности и работоспособности открытых поверхностей СТА и агрегата в целом, а также обеспечение приемлемых температурных условий внутри герметичного контура корабля с учетом теплопритока от плазмы через конструкцию агрегата при спуске.

Во время спуска, в течение примерно одного часа, происходит процесс теплопритока. Нежелательно повышение температуры под крышкой СТА

и на посадочном шпангоуте корпуса агрегата выше 30°C. Эта задача, принимая во внимание низкий температурный уровень, необходимый для обеспечения жизнедеятельности, является основной и наиболее сложно реализуемой.

Сохранение работоспособности агрегата гарантируется, если температура на его контролируемых элементах не превышает 50°C, что подтверждается типовой экспериментальной отработкой СТА. В качестве критичных и контролируемых элементов следует рассматривать приводы герметизации стыка, аппаратуру датчиков агрегата, транзитные электрические и гидравлические разъемы, устанавливаемые на стыке агрегата. На этих узлах и элементах, как правило, устанавливаются температурные датчики для контроля их состояния. С целью контроля температурного режима стыковочной поверхности с нижней стороны шпангоута также устанавливаются температурные датчики.

Так как при спуске стыковочную поверхность конструктивно сложно защитить от воздействия теплового потока со стороны плазмы, то ее температура может достигать, по предварительным оценкам, до 200°C, а при нештатном спуске – до 500°C.

При штатном спуске ВА ориентируется лобовым теплозащитным щитом (ЛТЩ) по вектору скорости корабля, и основной тепловой поток воспринимается этим щитом. Стыковочный агрегат располагается на корабле с противоположной стороны щита и, при штатном спуске, находится в аэродинамической тени корабля. В этом случае на него действуют обратные потоки циркулирующей у донного среза корабля плазмы с относительно небольшим

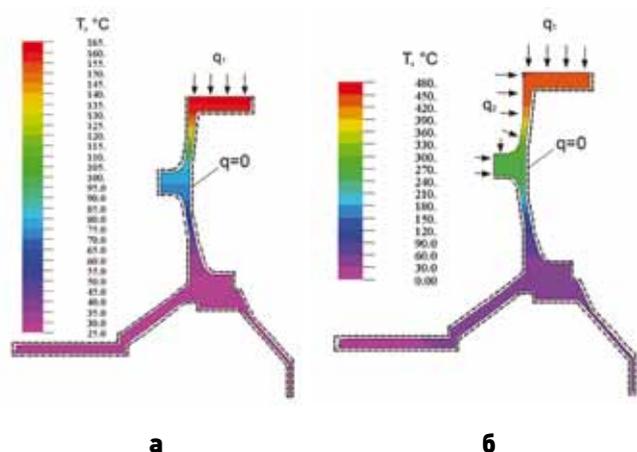
тепловым воздействием.

Герметизирующие уплотнения, устанавливаемые на стыковочной поверхности, с учетом их решающей роли в обеспечении герметичности стыка, однозначно не подлежат повторному использованию.

Транзитные электро- и гидроразъемы также могут нагреваться до указанных температур, однако их наиболее критичные элементы находятся внутри корпусов разъемов. Разъемы являются оригинальными разработками. В процессе спуска они находятся в обесточенном состоянии, поэтому возможно рассмотрение расширения верхнего температурного диапазона при сохранении последующей работоспособности конструкции, с обязательным подтверждением результатами экспериментальной отработки. Конструктивно эти разъемы устанавливаются на периферии агрегата и, в случае невозможности обеспечения повторного использования, подлежат замене без разборки всего стыковочного агрегата.

Корпус СТА выполняется из алюминиевых сплавов, и при штатном спуске, без значительной внешней силовой нагрузки, ожидаемый температурный режим является приемлемым для повторного использования корпуса агрегата. Однако следует провести дополнительную экспериментальную отработку на замер возможных деформаций стыковочных поверхностей корпуса при многократном несимметричном тепловом воздействии для обеспечения возможности создания механического интерфейса при следующей стыковке, а также для обеспечения герметичности.

При нештатном спуске не обеспечивается требуемая ориентация ВА, поэтому большим тепловым потокам подвергается не только ЛТЩ, но и все другие поверхности ВА, в том числе открытые и закрытые поверхности СТА. В отличие от штатного спуска, тепловые потоки от плазмы увеличиваются в несколько раз. В этой критической ситуации остается только задача обеспечения приемлемого



**а** – в момент максимального нагрева открытой стыковочной поверхности агрегата; **б** – в момент максимального нагрева открытой стыковочной поверхности и части внутренней поверхности агрегата.

**рисунок 4.** Распределение температур стыковочного шпангоута

температурного режима для экипажа с увеличением допустимого температурного порога внутри корпуса ВА. В таких условиях возможна потеря будущей работоспособности узлов и механизмов СТА. В этом случае агрегат не подлежит восстановлению и дальнейшей эксплуатации.

Часть СТА и его крышка обеспечивают герметичность корпуса ВА. Помимо нагрева элементов СТА, часть тепла от потока плазмы по конструкции агрегата и прилегающей конструкции корпуса ВА проникает внутрь герметичного контура ВА, что может привести к неприемлемому для экипажа росту температуры внутри него.

Ввиду сложности и многофакторности тепловых процессов, происходящих с различными элементами СТА, а также верификации возможности повторного использования СТА необходима разработка тепловой модели СТА высокого уровня в условиях спуска, обеспечивающей выполнение проектно-конструкторского анализа на ранних стадиях разработки СТА и создание инженерных методик проведения тепловых анализов агрегата.

По предварительным оценкам штатного спуска разрабатываемого корабля в зоне СТА, тепловые потоки достигают величин  $30000 \text{ Вт/м}^2$  с длительностью воздействия до 800 сек. Эта величина теплового потока подтверждается результатами спуска ВА кораблей «Союз».

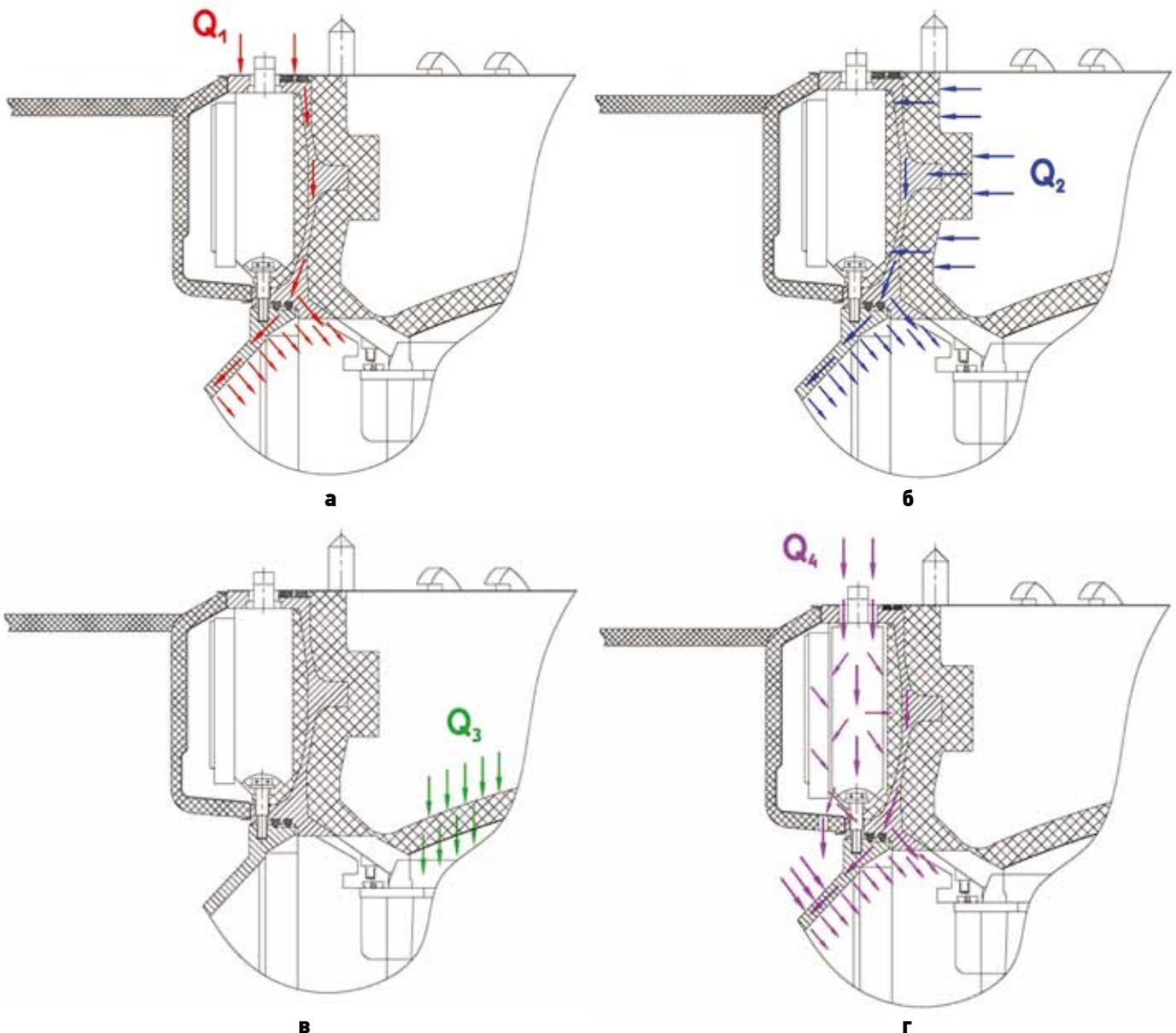
Предварительные результаты оценок температурного режима, проведенных для упрощенной модели корпуса СТА, выполненного в виде открытого сечения без учета корпусов и механизмов замков, приводов крюков, навесных электро- и гидросоединителей и прочих элементов конструкции, приведены на рисунке 4.

Результаты на рисунке 4а получены в предположении о наличии теплозащиты на внутренней поверхности сечения корпуса с предварительным тепловым потоком  $q=0$ , и внешний тепловой поток воздействует только на открытую стыковочную поверхность агрегата, а на рисунке 4б – при допущении, что часть теплового потока проходит и через внутреннюю нетеплоизолированную поверхность до ребра жесткости, расположенного в среднем сечении корпуса шпангоута.

Расчёты показывают, что температура стыковочного шпангоута может лежать в диапазоне от плюс 170 до плюс 480°C, что является критичным как для конструкции стыковочного шпангоута, так и для узлов и элементов соединителей, установленных на нём; а температура под крышкой может достигать 30-35°C.

В существующем СТА корпус агрегата с установленными механизмами обладает сложной пространственной конфигурацией. На открытой стыковочной поверхности агрегата выполнено 12 вырезов для выхода активных и пассивных крюков МГС, что не препятствует проникновению плазмы во внутренние полости под шпангоутом СТА.

В реальности, теплопередача от плазмы на кор-



**а** – тепловой поток через открытую стыковочную поверхность агрегата; **б** – тепловой поток через теплоизолированную внутреннюю боковую поверхность; **в** – тепловой поток через теплоизолированную днищевую поверхность корпуса агрегата; **г** – тепловой поток через 12 вырезов в стыковочном шпангоуте.

**рисунок 5.** Основные тепловые потоки

пус осуществляется не только через стыковочную поверхность, но и через поверхности многочисленных конструктивных элементов МГС, выполненных из различных материалов, обладающих свойственными им коэффициентами теплопроводности и теплоемкости.

Основной тепловой поток  $Q_1$  (рисунок 5а) при контакте плазмы с открытой стыковочной поверхностью по стенке корпуса агрегата, с учетом высокой теплопроводности алюминиевого сплава, перетекает на посадочный шпангоут и далее на шпангоут корпуса корабля. Оттуда поток  $Q_1$  перетекает на оболочку корабля и поступает внутрь герметичного контура корабля.

Тепловой поток  $Q_2$  (рисунок 5б), приходящий на теплоизолированную внутреннюю боковую стенку агрегата через теплозащитное покрытие (ТЗП),

также проникает через стенку агрегата внутрь герметичного контура корабля.

Тепловой поток  $Q_3$  (рисунок 5в) через теплоизолированную днищевую поверхность корпуса агрегата и крышки переходит непосредственно в герметичный контур корабля.

Через 12 вырезов в стыковочном шпангоуте, необходимых для размещения и функционирования крюков механизмов замков, тепловой поток  $Q_4$  (рисунок 5г) попадает во внутреннюю полость корпуса агрегата и передает тепло на боковые стенки корпусов замков и далее через посадочный шпангоут на корпус ОК, а затем внутрь герметичного контура корабля. Часть теплового потока  $Q_4$  непосредственно воздействует снаружи на боковую стенку корпуса агрегата и посадочный шпангоут и затем также попадает внутрь герметичного контура

ра корабля.

Для уменьшения попадания теплового потока  $Q_4$  через отверстия для крюков в полость между наружной стенкой ОК и его теплозащитой корпус агрегата закрыт внешним боковым кожухом с ТЗП. Этот кожух не обеспечивает полной герметизации боковой поверхности корпуса агрегата, и часть потока плазмы через технологические отверстия попадает непосредственно на наружную поверхность оболочки ОК.

Перед отделением ВА от ОПС, с целью уменьшения тепловых потоков на крышку и уменьшения массы ТЗП, стыковочный механизм предлагается демонтировать от крышки по имеющемуся технологическому стыку и укладывать внутри ВА. На внутреннюю поверхность всего корпуса агрегата с крышкой предлагается нанести ТЗП. С целью минимизации работ по межполетному обслуживанию предлагается использовать неаблирующие теплозащитные материалы. Нанесение теплозащиты потребует незначительных конструктивных доработок стыковочного агрегата. Технически такая возможность существует – кроме отдельных небольших зон, обеспечивающих функционирование агрегата и выходов кабелей из герметичного отсека. Ввиду специфики работы, стыковочная поверхность агрегата остается открытой. После снятия стыковочного механизма часть конструкции посадочного шпангоута механизма без ТЗП под стыковочным механизмом закрывается экипажем дополнительными теплозащитными элементами. При аварийном спуске стыковочный механизм отстреливается от агрегата, но при этом остается открытой поверхность посадочного шпангоута крышки под стыковочным механизмом, что повышает тепловой поток от крышки в ВА. Учитывая нештатную ситуацию и повышенный тепловой поток, необходимо рассмотреть вопрос повышения допустимой температуры для экипажа внутри ВА в этих условиях.

Ввиду сложности процесса теплопередачи от плазмы на элементы корпуса и его механизмов с учетом использования разнородных конструкционных материалов, для определения температурного режима критичных узлов и элементов конструкции необходима разработка уточненной тепловой модели СТА.

Использование такой модели для анализа теплового режима элементов агрегата позволит разработать рекомендации по тепловой защите поверхностей СТА и его элементов, а также рекомендации по подбору материалов для конструкционных элементов, которые невозможно защитить ТЗП, исходя из их функционального предназначения.

Следует отметить возможность использования упрощенной методики исследования рассматриваемой задачи.

Тепловое воздействие на элементы СТА при спуске в атмосфере является сложной функцией конструктивных параметров ОК и агрегата, пара-

метров траектории спуска, состояния атмосферы и других. Эти параметры можно разбить на две группы:

- конструктивные параметры: форма и размеры корпуса ОК, размеры СТА и его элементов, конструкционные материалы СТА, конструктивная схема СТА с точки зрения обеспечения теплопередачи;
- параметры траектории спуска: скорость и угол входа в атмосферу, ориентация ОК при входе в атмосферу, тепловая и силовая нагрузки на мидель ОК.

Эти параметры, за исключением параметров траектории спуска, колеблются в относительно узком диапазоне, что позволяет указанные параметры принимать как постоянные в процессе данного спуска. Исходя из этого, можно использовать принцип линеаризации параметров для конкретного варианта расчета.

Для решения задачи используется классическая методика определения теплопередачи от газа до внутреннего объема герметичного контура через многослойную конструкцию.

## заключение

В статье рассмотрена конструктивная схема корпуса одного из возможных стыковочных агрегатов перспективного многоразового космического корабля и определены зоны возможного теплопритока от плазмы по корпусу внутрь гермоконтура возвращаемого аппарата. Исследовано температурное состояние корпуса СТА при двух вариантах подвода к нему теплового потока со стороны плазмы. Показана возможность снижения и поддержания температуры корпуса в требуемом диапазоне в течение всего спуска корабля в атмосфере путем нанесения теплозащитного покрытия на доступные для этой операции наружную и внутреннюю поверхности корпуса СТА.

## список литературы

*Документ определения интерфейса IDD.* Международный стандарт по системе стыковки IDSS. Редакция А // 11 марта 2011 г.

*CEV Overview* // 19 April 2006, NASA-RSC-Energia.

*Статья поступила в редакцию 24.10.2012 г.*

## ОБЕСПЕЧЕНИЕ ДИНАМИЧЕСКОЙ УСТОЙЧИВОСТИ ОРБИТАЛЬНОЙ СТРУКТУРЫ КОСМИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ «АРКТИКА-М»

## DYNAMIC STABILIZATION OF ORBITAL COMPOSITION OF ARKTIKA-M SPACE SYSTEM



*А.Е. Назаров,*  
доктор технических наук, ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки, naz-a-e@yandex.ru;  
*A.E. Nazarov*

*Рассматривается управление орбитальной структурой (ОС) спутниковой системы (СС) непрерывного обслуживания с КА на высокоэллиптических орбитах типа «Молния». Предложено управление ОС СС для обеспечения динамической устойчивости СС, включающее пассивный, активный и комбинированный способы управления ОС. Для пассивного способа управления приведена постановка задачи обеспечения динамической устойчивости и представлены результаты решения для конкретного варианта орбитального построения космической системы «Арктика-М». В основе предлагаемого управления ОС лежит минимизация пространственно-временной деформации ОС в результате эволюции посредством дифференцированного выбора начальных параметров орбит на этапах развертывания и восполнения СС и управления положением трассы КА на этапе ее эксплуатации. Использование данного способа управления особенно актуально при длительных сроках активного существования КА и ограничениях на запасы топлива для коррекции орбиты.*

*Ключевые слова:* космическая система; высокоэллиптическая орбита; коррекция орбиты; динамическая устойчивость; спутниковая система; орбитальная структура; число космических аппаратов; рабочий участок.

Высокоэллиптическая гидрометеорологическая космическая система «Арктика-М» предназначена для проведения непрерывной круглосуточной съемки арктического региона Земли, не доступного для наблюдения с геостационарной орбиты и передачи получаемых многозональных снимков подразделениям Росгидромета. Для орбитального построения космической системы (КС) «Арктика-М» используются высокоэллиптические полусуточные орбиты с аргументом перигея  $\omega=270^\circ$ .

Достоинством этих орбит является так называемая квазистационарность. Космический ап-

*The article considers control of orbital composition (OC) of space system (SS) for SC continuous servicing on high elliptical orbits of Molniya type. For SS dynamic stabilization the SS OC control including passive, active and combined control methods is proposed. For passive control method the problem of dynamic stabilization is defined, and the results of its solving for specific option of orbital architecture of «Arktika-M» space system are presented. The proposed OC control method is based on minimization of OC space-time deformation as a result of evolution by means of differential selection of orbits initial parameters during deployment and SS replacement as well as control of SC path position during SS operational period. The use of this control method is especially important in case of long active lifetime of SC and fuel constraints for orbit correction.*

*Keywords:* space system, high elliptical orbit; orbit correction; dynamic stability; satellite system; orbital composition; number of spacecrafts; operational period.

парат (КА), находясь в районе апогея такой орбиты, остается практически неподвижным относительно обслуживаемого района, поэтому на участке орбиты от -3,5 до +3,5 часа от апогея может осуществляться работа целевой аппаратуры. В течение суток можно организовать два рабочих участка (РУ) длительностью от 6 до 7 часов, на которых могут проводиться съемки видимого диска Земли (Чернявский Г.М., Бартенев В.А., 1978).

Орбитальная группировка (ОГ) из двух КА «Арктика-М» на высокоэллиптических полусуточных

**таблица 1** – Варианты орбитального построения КС «Арктика-М»

номер КА	вариант А		вариант Б		вариант В	
	$\Omega_{\gamma}$ , град	$\lambda_{\gamma}$ , град	$\Omega_{\gamma}$ , град	$\lambda_{\gamma}$ , град	$\Omega_{\gamma}$ , град	$\lambda_{\gamma}$ , град
1	0	335 (155)	0	335 (155)	0	335 (155)
2	90	335 (155)	180	65 (245)	0	65 (245)

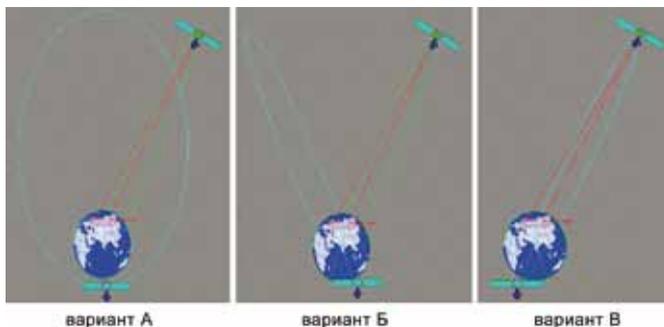
орбитах представляет собой так называемую спутниковую систему (СС) непрерывного обслуживания.

Под *непрерывностью* обслуживания понимается свойство СС, при котором обеспечивается возможность выполнения целевой задачи в любой момент времени в течение каждых суток заданного интервала ее функционирования.

Непрерывность обслуживания заданного района поверхности Земли обеспечивается выбором соответствующей орбитальной структуры (ОС) СС, позволяющей организовать упорядоченный пролет над ним спутников ОГ и непрерывное, последовательное расположение рабочих участков (РУ), на которых может осуществляться работа целевой аппаратуры.

Орбитальное построение рассматриваемой системы из двух КА «Арктика-М» может обеспечивать непрерывность обслуживания при различных положениях плоскостей орбит в абсолютном пространстве и при различном расположении трассы КА на поверхности Земли.

В таблице 1 и на рисунке 1, приведены возможные варианты орбитального построения СС из двух КА «Арктика-М», обеспечивающие непрерывность обслуживания заданного района. В таблице приняты обозначения:  $\Omega_{\gamma}$  – долгота восходящего узла (ДВУ);  $\lambda_{\gamma}$  – географическая долгота восходящего узла (ГДВУ). Значения ГДВУ приведены для западного и восточного (в скобках) суточного витка.



**рисунок 1.** Варианты орбитального построения КС «Арктика-М»

Назначением ОС СС является обеспечение определенной пространственно-временной расстановки КА в абсолютном пространстве, при которой создаются необходимые условия обслуживания. Эта расстановка КА может осуществляться как разносе-

нием плоскостей орбит в абсолютном пространстве (по  $\Omega_{\gamma}$ ), так и фазированием положения КА в плоскости орбиты (по  $\lambda_{\gamma}$ ) (Баринов К.Н., Бурдаев М.Н., Мамон П.А., 1975). При этом требуется не только начальное формирование ОС с заданными параметрами, но и поддержание этих параметров в течение всего срока эксплуатации СС. Особенно актуально это для СС с КА с длительным сроком активного существования (САС).

Определение управления ОС для поддержания ее пространственно-временной конфигурации в литературе известно как решение задачи обеспечения динамической устойчивости СС (Назаренко А.И., Скребушевский Б.С., 1981).

Под *динамической* (баллистической) *устойчивостью* СС понимается свойство ее ОС сохранять на заданном временном интервале такое взаимное расположение орбит и положение спутников на этих орбитах, при которых обеспечивается непрерывность обслуживания при различного рода ограничениях на работу бортовых и наземных систем.

Кроме непрерывности обслуживания, важным показателем эффективности выполнения целевой задачи является *полнота* обслуживания, которая определяется геометрией расположения РУ КА относительно заданного района обслуживания и характеристиками целевой аппаратуры. Для обеспечения требуемого уровня этого показателя параметры орбиты КА должны находиться в соответствующих допустимых диапазонах в течение всего САС.

Нарушение динамической устойчивости СС может наступать из-за пространственно-временной деформации (ПВД) ОС, обусловленной изменением орбит в результате эволюции. Особенностью рассматриваемой СС на высокоэллиптических орбитах, в отличие от СС на круговых орбитах, является существенно больший уровень ПВД их ОС.

Относительное постоянство положения зон обслуживания на поверхности Земли обеспечивается благодаря стабильности положения линии апсид орбиты в абсолютном пространстве и изомаршрутности трассы КА. Положение линии апсид определяется значением аргумента перигея  $\omega$ . Для минимизации ухода  $\omega$  в результате эволюции необходимо выбирать наклонение плоскости орбиты  $i$  близким к значению  $\sim 63,4^\circ$ . Изомаршрутность трассы обеспечивается поддержанием периода обращения КА близким к стабильному значению  $\sim 43065$  с.

Большой уровень ПВД рассматриваемых ОС объясняется значительным влиянием возмущений от Луны и Солнца на движение КА в районе апогея орбиты и, что весьма неприятно, зависящим от текущего положения плоскости орбиты в абсолютном пространстве (от  $\Omega_{\gamma}$ ). Так как орбиты КА лежат в разных плоскостях, то и характер их эволюции будет различным.

Для компенсации неблагоприятного влияния эволюции на ПВД ОС необходимо предусмотреть наряду с управлением движением центра масс отдельного КА управление ОС СС в целом. Поиск такого

управления ОС является основной целью решения задачи обеспечения динамической устойчивости СС. Способы управления ОС СС можно определить на основе анализа характера изменения параметров орбит в результате эволюции.

На ПВД ОС КС «Арктика-М» оказывают влияние возмущения от нецентральной гравитационного поля Земли, Луны и Солнца (Эльясберг П.Е., 1965).

Нецентральность гравитационного поля Земли приводит к существенным изменениям ДВУ  $\Omega$  (прецессия плоскости орбиты) и аргумента перигея  $\omega$ . Эволюция этих параметров орбиты может привести к нарушению непрерывности или ухудшению условий обслуживания.

Анализ эволюции позволил выявить характерные особенности влияния изменения отдельных параметров орбит на ПВД ОС СС и определить возможные виды коррекций орбиты КА для управления ОС СС, а именно: *коррекцию периода обращения* – для управления трассой КА, *коррекцию высоты перигея* – для компенсации неравномерности прецессии ДВУ, *коррекцию наклона* – для минимизации эволюции  $\omega$ .

Кроме того, учитывая существенное влияние начальных значений параметров орбит на характер эволюции, в качестве весьма эффективного способа управления ОС СС можно использовать дифференцированный (в зависимости от  $\Omega$ ) выбор начальных параметров орбит выведения. При выборе соответствующих средств выведения этот способ управления не требует затрат бортового запаса характеристической скорости КА и может быть реализован путем набора конечного числа вариантов орбит выведения. При ограниченных возможностях средств выведения формирование требуемой начальной ОС можно обеспечивать проведением соответствующих коррекций орбит КА на этапе их приведения на рабочую орбиту.

Рассмотренные выше возможные виды управления ОС СС можно условно разделить на следующие основные группы: *пассивное, активное и комбинированное управление*.

При *пассивном* управлении ОС СС уменьшение ПВД обеспечивается только оптимизацией выбора начальных значений параметров ОС СС. Практическая реализация этих значений может осуществляться как средствами выведения на этапе выведения КА, так и с помощью двигательной установки (ДУ) КА на этапе его приведения на рабочую орбиту.

*Активное* управление предполагает поддержание параметров орбит в заданных допустимых диапазонах в течение САС непосредственным проведением коррекций орбит с помощью ДУ КА.

*Комбинированное* управление может включать как частичное, так и полное использование, а также объединение двух первых способов управления.

Очевидно, что активное управление в принципе может полностью устранить ПВД ОС, однако требует наличия на борту КА огромных запасов характеристической скорости. Это условие делает про-

блематичным практическую реализацию данного способа управления для КА «Арктика-М». Поэтому вместо того чтобы *«давить коррекцией эволюцию»*, предлагается целенаправленно использовать детерминированный характер эволюции в интересах управления ОС СС, а именно оптимизировать начальные параметры ОС СС. В то же время технические и практические возможности средств выведения могут не обеспечивать полный набор требуемых вариантов орбит выведения. С учетом этих обстоятельств для КА «Арктика-М» целесообразно рассматривать комбинированное управление.

Для обеспечения изомаршрутности прохождения трассы КА «Арктика-М» необходимо проведение коррекций поддержания заданного значения ГДВУ  $\lambda_{\omega}$ , реализуемых посредством коррекций периода обращения КА. Значения  $\lambda_{\omega}$  для КА «Арктика-М» выбраны исходя из обеспечения наилучших условий радиовидимости КА с наземных пунктов, предназначенных для управления КА и приема целевой информации.

В результате эволюции аргумент перигея  $\omega$  имеет уход от номинального значения, что приводит к ухудшению геометрии расположения РУ относительно обслуживаемых наземных пунктов. Для компенсации этого ухода  $\omega$  можно ввести адаптивное управление ГДВУ орбиты КА (*управление положением трассы*). В общем случае это управление представляет собой закон изменения требуемого значения ГДВУ  $\lambda_{mp}$  в зависимости от текущих отклонений параметров орбиты от их номинальных значений. Учитывая определяющее влияние эволюции аргумента перигея  $\omega$ , закон управления можно записать как

$$\lambda_{mp} = \lambda_i + k_{\omega}(\omega - \omega_n), \quad (1)$$

где  $\lambda_i$  и  $\omega_i$  – номинальные значения  $\lambda_{\omega}$  и  $\omega$ ;  $k_{\omega}$  – коэффициент пропорциональности.

Реализация закона управления (1) осуществляется посредством проведения коррекций периода обращения КА (*коррекций поддержания*), периодичность проведения которых зависит от допустимого диапазона долгот ( $\lambda_{mp} \pm \Delta\lambda$ ) и эволюции периода обращения.

Характер эволюции  $\omega$  в значительной степени определяется начальным значением наклона орбиты  $i_0$ , поэтому можно применить дифференцированный выбор  $i_0$  для каждого выводимого КА. Это уменьшит диапазон изменения  $\omega$  для выведенного КА и величину ПВД для ОС СС в целом.

Требуемое начальное наклонение  $i_0$  можно реализовать как путем формирования различных вариантов полетных заданий для средств выведения на этапе развертывания и восполнения СС, так и коррекцией наклона с помощью ДУ КА на начальном этапе ввода его в ОГ СС. При этом коррекция наклона для целенаправленного изменения характера эволюции  $\omega$  с точки зрения потребных энергозатрат гораздо эффективнее, чем непосредственная коррекция этого параметра орбиты.

Введение управления положением трассы значи-

тельно уменьшает пространственную деформацию ОС, однако не устраняет ее временную деформацию, которая может приводить к нарушению взаимного расположения РУ КА (так называемое «расползание» РУ).

Наибольшее влияние на величину расползания РУ оказывает неравномерность эволюции ДВУ  $\Omega_\gamma$ . Компенсировать ее непосредственной коррекцией нецелесообразно из-за больших энергозатрат. В то же время характер эволюции  $\Omega_\gamma$  зависит от начального значения высоты перигея  $h_\pi$ , поэтому необходим выбор оптимальных начальных значений  $h_\pi$ , минимизирующих неравномерность эволюции  $\Omega_\gamma$ .

Таким образом, необходимо решить задачу выбора начальных значений параметров орбиты на этапах развертывания и восполнения СС, при которых временная деформация ОС была бы минимальной.

Решение этой задачи значительно осложнено тем, что время существования проектируемой СС много больше САС отдельных спутников, а фактический САС спутника – величина случайная. Поэтому для прогноза состояния ОГ в течение всего времени существования СС необходимо создание сложной динамической модели. Для устранения этих трудностей предлагается решение, при котором выбор начальных значений параметров орбиты восполняемого КА осуществляется *независимо* от текущего и прогнозируемого состояния ОГ СС в целом.

Рассмотрим СС с симметричной *кинематической правильной* ОС (КП ОС), имеющую  $N$  «гнезд», т.е. состоящую из  $N$  КА. Пусть параметры этой КП ОС в течение всего времени будут иметь постоянные номинальные значения, а значение долготы восходящего узла (ДВУ) для  $i$ -го гнезда  $\Omega_{\gamma i}^{EI}$  в зависимости от текущего времени  $t$  определим следующим образом:

$$\Omega_{\gamma i}^{KP}(t) = \Omega_{\gamma 1}^{KP} + \Delta\tilde{\Omega}_\gamma t + \frac{2\pi(i-1)}{N}, \quad (2)$$

где  $\Omega_{\gamma 1}^{KP}$  – значение ДВУ орбиты для первого гнезда в момент начала функционирования СС;  $\Delta\tilde{\Omega}_\gamma$  – средняя (постоянная) скорость прецессии ДВУ орбит КП ОС.

В такой КП ОС при соответствующей продолжительности РУ будет всегда выполняться условие непрерывности, поэтому всякое отклонение положения КА от гнезд КП ОС необходимо минимизировать. Под соответствующей продолжительностью РУ понимается величина, минимально возможное значение которой можно определить как

$$\Delta t_{PY}^{\min} = \frac{86400}{N_{EA} \cdot N_{PY}},$$

где  $N_{KA}$  – число КА;  $N_{PY}$  – число РУ в одних сутках.

Очевидно, что фактическая продолжительность РУ  $\Delta t_{PY}$  должна быть несколько больше  $\Delta t_{PY}^{\min}$  и тем самым обеспечивать взаимное перекрытие РУ в течение суток. Требуемое значение перекрытия будет зависеть от величины временной деформации ОС СС.

Таким образом, в качестве критерия оптимальности при выборе параметров орбитального построения

СС для обеспечения непрерывности обслуживания естественно принять условие *минимизации максимально возможного в течение всего САС КА временного отклонения РУ восполняемого КА от РУ для соответствующего гнезда КП ОС.*

Это условие можно записать следующим образом:

$$J_\tau = \min_{\mathcal{E}_0} \max_i \max_i [\tau_i(t)], \quad \mathcal{E}_0 \in \mathcal{E}_{don}, \quad i = 1, N, \\ t = 0, T_{CAC}, \quad (3)$$

где  $\tau_i(t)$  – текущее отклонение  $i$ -го КА от  $i$ -го «гнезда» КП ОС;

$\mathcal{E}_0$  и  $\mathcal{E}_{don}$  – множества начальных и допустимых значений элементов орбит ОС СС;

$T_{CAC}$  – срок активного существования КА.

Следует отметить, что в список варьируемых параметров множества  $\mathcal{E}_0$  достаточно включить только высоту перигея  $h_{\pi 0}$  (эксцентриситет  $e_0$ ), наклонение  $i_0$  и аргумент перигея  $\omega_0$ . Значение функции  $\tau_i(t)$  с учетом закона управления трассой (1) можно определить следующим образом:

$$\tau_i(t) = \Omega_{\gamma i}(t) - \Delta\tilde{\Omega}_\gamma t - \Omega_{\gamma i}^{KP}(0) + k_\omega(\omega - \omega_n), \quad (4)$$

где  $\Omega_{\gamma i}^{KP}(0)$  – значение ДВУ орбиты для первого гнезда в момент начала функционирования  $i$ -го КА, т.е. в момент  $i = 0$ .

Расчет функции  $\tau_i(t)$  может быть осуществлен только по результатам прогнозирования движения центра масс КА с использованием численных методов интегрирования, требующих значительных временных затрат. Поэтому при многопараметрической оптимизации существенным моментом является уменьшение диапазонов изменения варьируемых параметров орбиты. Как правило, на практике это уменьшение имеет место из-за реальных технических ограничений по возможности используемых средств выведения КА.

Таким образом, поиск начальных параметров орбит должен осуществляться с учетом энергетических возможностей средств выведения и имеющихся на борту КА запасов топлива, а также с учетом допустимого диапазона изменения аргумента перигея  $\omega$ .

Следует особо отметить, что значение средней скорости прецессии ДВУ орбит КП ОС  $\Delta\tilde{\Omega}_\gamma$ , входящее в выражение (4), также должно оптимизироваться. При определении оптимального значения  $\Delta\tilde{\Omega}_\gamma^*$  в качестве первого приближения может быть принято среднее значение скорости прецессии  $\Delta\tilde{\Omega}_\gamma$  для ОС с номинальными значениями начальных параметров орбит.

Таким образом, постановку задачи обеспечения динамической устойчивости можно сформулировать следующим образом: *Определить для заданной номинальной ОС СС начальные значения параметров орбит  $\mathcal{E}_0^*$  и значение средней скорости прецессии КП ОС  $\Delta\tilde{\Omega}_\gamma^*$ , при которых обеспечивается минимум максимально возможного в течение всего САС КА временного отклонения РУ восполняемого КА от РУ для соответствующего гнезда КП ОС.*

Процесс синтеза ОС динамически устойчивой

# ОБЕСПЕЧЕНИЕ ДИНАМИЧЕСКОЙ УСТОЙЧИВОСТИ ОРБИТАЛЬНОЙ СТРУКТУРЫ КОСМИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ «АРКТИКА-М»

СС, заключающийся в определении оптимальных значений  $\mathcal{E}_0^*$  и  $\Delta\tilde{\Omega}_\gamma^*$ , является итерационным. При решении этой задачи для КС «Арктика-М» в качестве исходных данных (ИД) приняты данные, приведенные в таблице 2.

таблица 2 – ИД для решения задачи синтеза ОС

начальная дата	22 июня 2015 г.
срок активного существования КА	$T_{CAC}=7$ лет
номинальные параметры орбит	$a=26555$ км; $e=0.703$ ; $i=63.0^\circ$ ; $\omega=270^\circ$ ; $\Omega_\gamma=0-360^\circ$ ; $\lambda_\gamma=335^\circ(155^\circ)$
закон управления трассой	$\lambda_n=335^\circ$ ; $\omega_n=270^\circ$ ; $k_\omega=1.4$ ; $\Delta\lambda=\pm 0.5^\circ$

В качестве КП ОС будем рассматривать ОС, включающую восемь гнезд, расположенных через  $45^\circ$  по ДВУ  $\Omega_\gamma$  (см. таблицу 3). Такое представление КП ОС позволит с достаточной для практики точностью учитывать случайность начального значения ДВУ  $\Omega_{\gamma 0}$  восполняемого КА. Естественно, что в зависимости от варианта орбитального построения КА синтезируемой ОС могут располагаться в любом из этих гнезд.

Для заданных ИД с использованием точной модели прогноза движения центра масс КА был проведен расчет изменения параметров орбиты для восьми гнезд КП ОС с учетом отработки закона управления трассой КА (1). На рисунках 2 и 3 представлены соответственно графики эволюции высоты перигея  $h_\pi$  и ДВУ  $\Omega_\gamma$ .

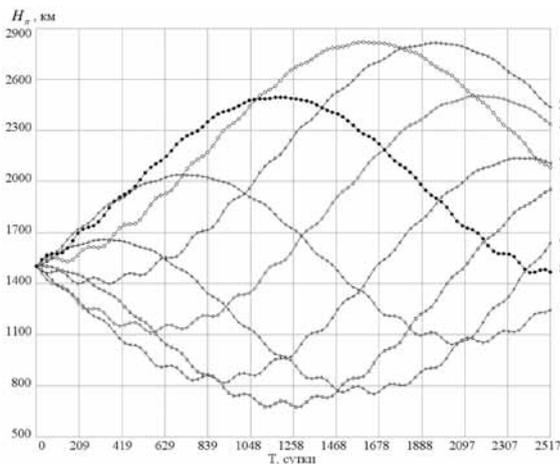


рисунок 2. Эволюция высоты перигея  $h_\pi$

Как видно из рисунка 3, имеет место существенная неравномерность эволюции ДВУ  $\Omega_\gamma$ . В результате проведения нескольких итераций было определено оптимальное значение средней скорости прецессии для КП ОС  $\Delta\tilde{\Omega}_\gamma^*$ , которое составило  $-0,1245^\circ/\text{сутки}$ . Для этого значения  $\Delta\tilde{\Omega}_\gamma^*$  на рисунке 4 представлен график изменения временного отклонения РУ  $i$ -го КА от  $i$ -го гнезда КП ОС для начальной симметричной ОС. Близость найденного значения  $\Delta\tilde{\Omega}_\gamma^*$  к оптимальному подтверждает симметричность изменения временного отклонения  $\tau$  относительно нуля.

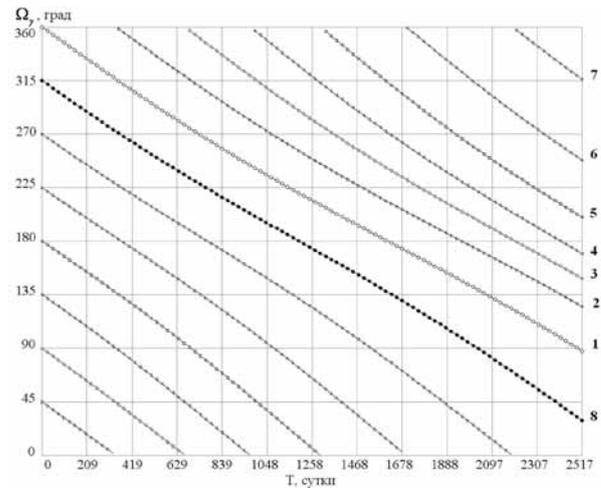


рисунок 3. Эволюция долготы восходящего узла  $\Omega_\gamma$

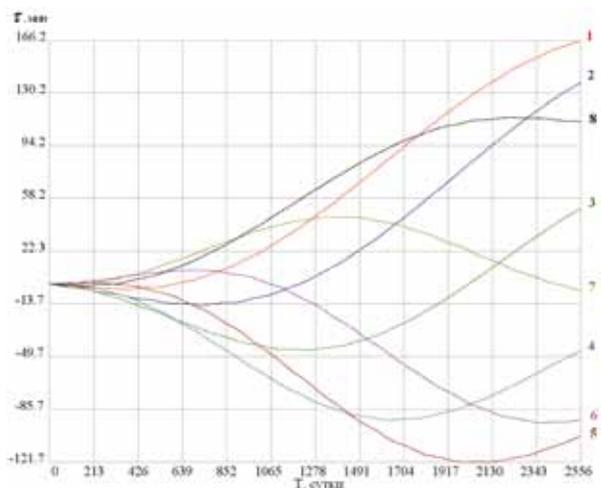


рисунок 4. Изменение  $\tau$  для начальной симметричной ОС

Результаты, полученные в процессе решения задачи, приводятся в таблице 3. Здесь представлены выбранные начальные значения параметров орбит для рассматриваемых гнезд КП ОС и соответствующие им характеристики ПВД ОС. В качестве таких характеристик рассмотрены соответственно диапазоны изменения аргумента перигея от  $\omega_{\min}$  до  $\omega_{\max}$  и временного отклонения от  $\tau_{\min}$  до  $\tau_{\max}$ .

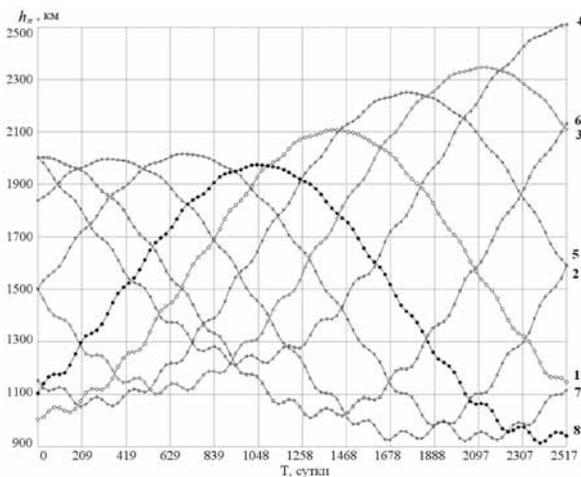
Как видно из таблицы 3, при начальной симметричной ОС (вариант 1) имеет место расползание РУ более двух часов. Это, конечно, недопустимо при номинальном перекрытии РУ от 30 до 45 минут, на которое можно рассчитывать при двух КА в составе СС и длительности РУ порядка 6,5 часа. Так как основной вклад в величину расползания РУ вносит неравномерность эволюции ДВУ, обусловленная различным характером эволюции высоты перигея  $h_{\pi 0}$ , на первом этапе целесообразно провести оптимизацию его начального значения. Анализ таблицы 3 показывает, что такая оптимизация (вариант 2) позволяет уменьшить диапазон изменения временного отклонения практически в три раза.

На рисунках 5 и 6 представлены графики эволюции параметров орбиты КА «Арктика-М» при дифференцированном выборе начального значения высоты перигея  $h_{\pi 0}$  и одном значении наклона

таблица 3 – Начальные параметры ОС СС

№ гнезда КП ОС	$\Omega_{\gamma 0}$ , град	варианты начальных параметров ОС СС					
		1		2		3	
		$h_{\pi 0}$ , км	$i_0$ , град	$h_{\pi 0}$ , км	$i_0$ , град	$h_{\pi 0}$ , км	$i_0$ , град
1	0	1500	62,8	1000	63,0	1000	63,2
2	45	1500	62,8	1150	63,0	1150	63,1
3	90	1500	62,8	1500	63,0	1500	63,0
4	135	1500	62,8	2000	63,0	2000	63,0
5	180	1500	62,8	2000	63,0	2000	63,0
6	225	1500	62,8	1837	63,0	1837	62,95
7	270	1500	62,8	1500	63,0	1500	63,0
8	315	1500	62,8	1100	63,0	1100	63,0
$\omega_{\min} \div \omega_{\max}$ , град		269,5 ÷ -275,1		267,7 ÷ -273,3		268,0 ÷ -272,7	
$\tau_{\min} \div \tau_{\max}$ , МИН		-121,7 ÷ 166,2		-45,0 ÷ 45,1		-44,5 ÷ 46,4	

63° (вариант 2). Сравнительный анализ графиков эволюции ДВУ  $\Omega_{\gamma}$  на рисунках 3 и 6 показывает, что дифференцированный выбор  $h_{\pi 0}$  существенно уменьшил неравномерность эволюции ДВУ  $\Omega_{\gamma}$ . Уменьшился и диапазон изменения аргумента перигея  $\omega$  (см. таблицу 3).

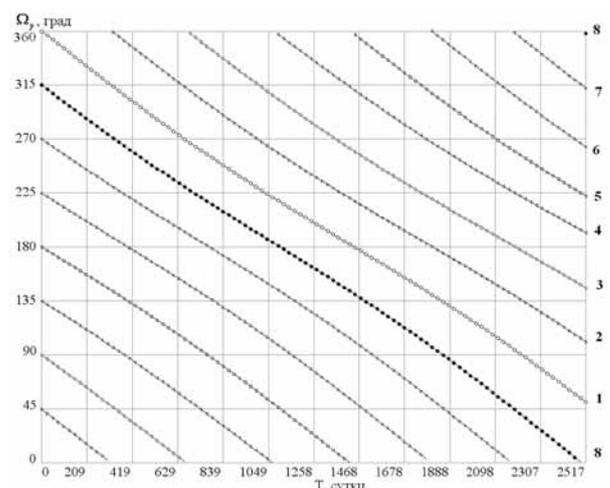


рисунк 5. Эволюция высоты перигея  $h_{\pi}$  при дифференцированном выборе начального значения

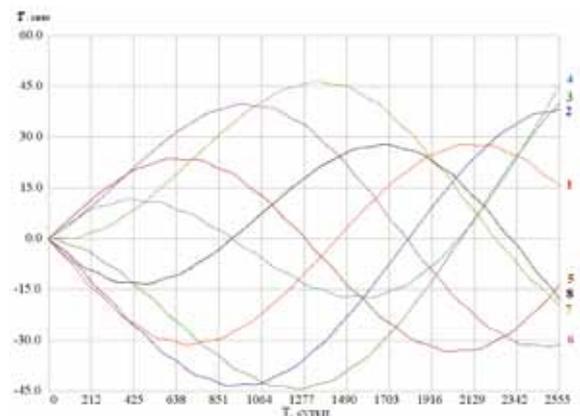
На рисунке 7 представлен график изменения временного отклонения  $\tau$  при дифференцированном выборе начальных параметров ОС СС. Анализ этого графика и таблицы 3 подтверждает, что временное отклонение  $\tau$  уменьшилось примерно до 45 минут. При такой величине  $\tau$  уже можно обеспечить непрерывность обслуживания при САС КА до семи лет.

Следует заметить, что для уменьшения возможного «расползания» РУ у соседних КА имеется практическая возможность некоторого изменения значения ГДВУ при оперативном управлении трассой КА, а следовательно, и возможность требуемого смещения РУ по времени суток.

Для подтверждения эффективности использования предлагаемого управления ОС для КС «Арктика-М» проведено моделирование расположения РУ для варианта А (см. таблицу 1) орбитального



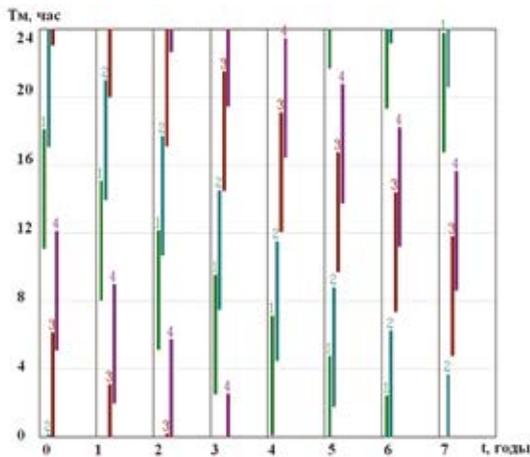
рисунк 6. Эволюция ДВУ  $\Omega_{\gamma}$  при дифференцированном выборе начального значения высоты перигея  $h_{\pi 0}$



рисунк 7. Изменение временного отклонения  $\tau$  при дифференцированном выборе начального значения высоты перигея  $h_{\pi 0}$

построения КС «Арктика-М» в течение семи лет. Моделирование проведено для номинальной ОС и с использованием только дифференцированного выбора высоты перигея, а именно для КА с ДВУ  $\Omega_{\gamma}=0^{\circ}$  начальная высота перигея выбрана равной 1000 км, а для КА с ДВУ  $\Omega_{\gamma}=90^{\circ}$  начальная высота перигея выбрана равной 1500 км.

Эффективность найденного управления ОС подтверждает сравнительный анализ рисунков 8 и 9, на которых представлены годовые сечения взаимного расположения РУ в течение суток для СС из двух КА. При этом показаны интервалы РУ (от -3,5 до +3,5 часа от апогея) для каждого суточного витка (западного и восточного). Номера РУ (цифра сверху интервала) **1** и **3** соответствуют западному и восточному виткам первого КА с номером гнезда 1 для рассматриваемой КП ОС ( $\Omega_{\gamma} = 0^{\circ}$ ), а **2** и **4** соответствуют западному и восточному виткам второго КА с номером гнезда 3 ( $\Omega_{\gamma} = 90^{\circ}$ ). По оси ординат отложено:  $T_{\mu}$  – московское время (в часах); по оси абсцисс  $t$  – время в годах.

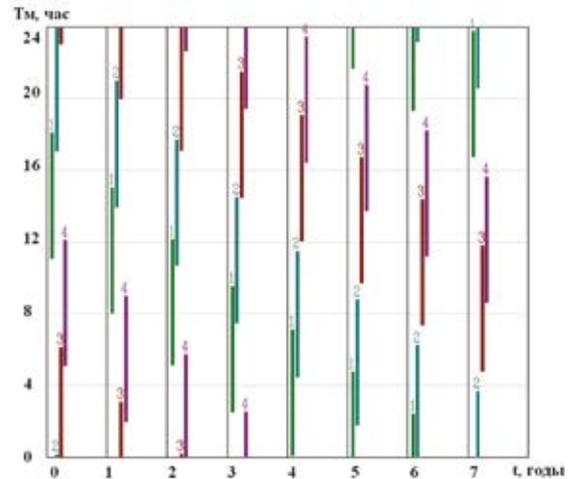


**рисунок 8.** Расположение РУ в течение суток до введения управления ОС

Рисунок 8 показывает, что, начиная уже с третьего года функционирования КА, интервалы возможного расположения РУ (4-1 и 2-3) не имеют перекрытия, что приведет к нарушению непрерывности решения целевой задачи.

Рисунок 9 иллюстрирует, что введение предлагаемого управления ОС СС обеспечивает постоянное перекрытие интервалов возможного расположения РУ в течение заданного времени (семь лет).

Таким образом, введение предлагаемого управления ОС, а именно дифференцированный выбор начального значения высоты перигея обеспечивает непрерывность обслуживания при САС КА до семи лет и является эффективным способом повышения динамической устойчивости ОС КС «Арктика-М».



**рисунок 9.** Расположение РУ в течение суток при введении управления ОС

Следует отметить, что данный способ эффективен для всех вариантов орбитального построения КС «Арктика-М», однако *вариант А* предпочтителен с точки зрения выбора ДВУ орбиты восполняемого КА, а именно запуск восполняемого КА может осуществляться как в плоскость с ДВУ ( $\Omega_{\gamma 1} + 90^{\circ}$ ), так и в плоскость с ( $\Omega_{\gamma 1} - 90^{\circ}$ ). Здесь  $\Omega_{\gamma 1}$  – текущее значение ДВУ первого КА. Наличие такой альтернативы позволит выбрать значение ДВУ, обеспечивающее **увеличение высоты перигея** за счет естественной эволюции орбиты. Это уменьшит требуемый диапазон высот перигея  $h_{\text{по}}$  орбиты выведения и позволит увеличить выводимую массу КА «Арктика-М». Так, для *варианта А* диапазон начальных значений высоты перигея может составлять от 1000 км до 1500 км, в то время как для других вариантов – от 1000 км до 2000 км.

## список литературы

- Баринов К.Н., Бурдаев М.Н., Мамон П.А. Динамика и принципы построения систем космических аппаратов. М.: Машиностроение, 1975. 232 с.
- Назаренко А.И., Скребушевский Б.С. Эволюция и устойчивость спутниковых систем. М.: Машиностроение, 1981. 284 с.
- Чернявский Г.М., Бартнев В.А. Орбиты спутников связи. М.: Связь, 1978. 240 с.
- Эльясберг П.Е. Введение в теорию полета искусственных спутников Земли. М.: Наука, 1965. 540 с.
- Статья поступила в редакцию 26.02.2013 г.

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

художественное оформление журнала, обложек, оригинал-макета -  
«НПОЛ - ГРАФИК ДИЗАЙН»

подписано в печать 14.03.2013. формат 60x84 / 8  
бумага офсетная. печать офсетная. объем 8,0 печ. л., тираж 500 экз.  
отпечатано с готового оригинал-макета в типографии ООО «Полстар» (МАИ),  
Волоколамское ш., д. 4, Москва А-80, ГСП-3, 125993



# Страховая Акционерная Компания **ЭНЕРГОГАРАНТ**



Калининград



Москва



Екатеринбург



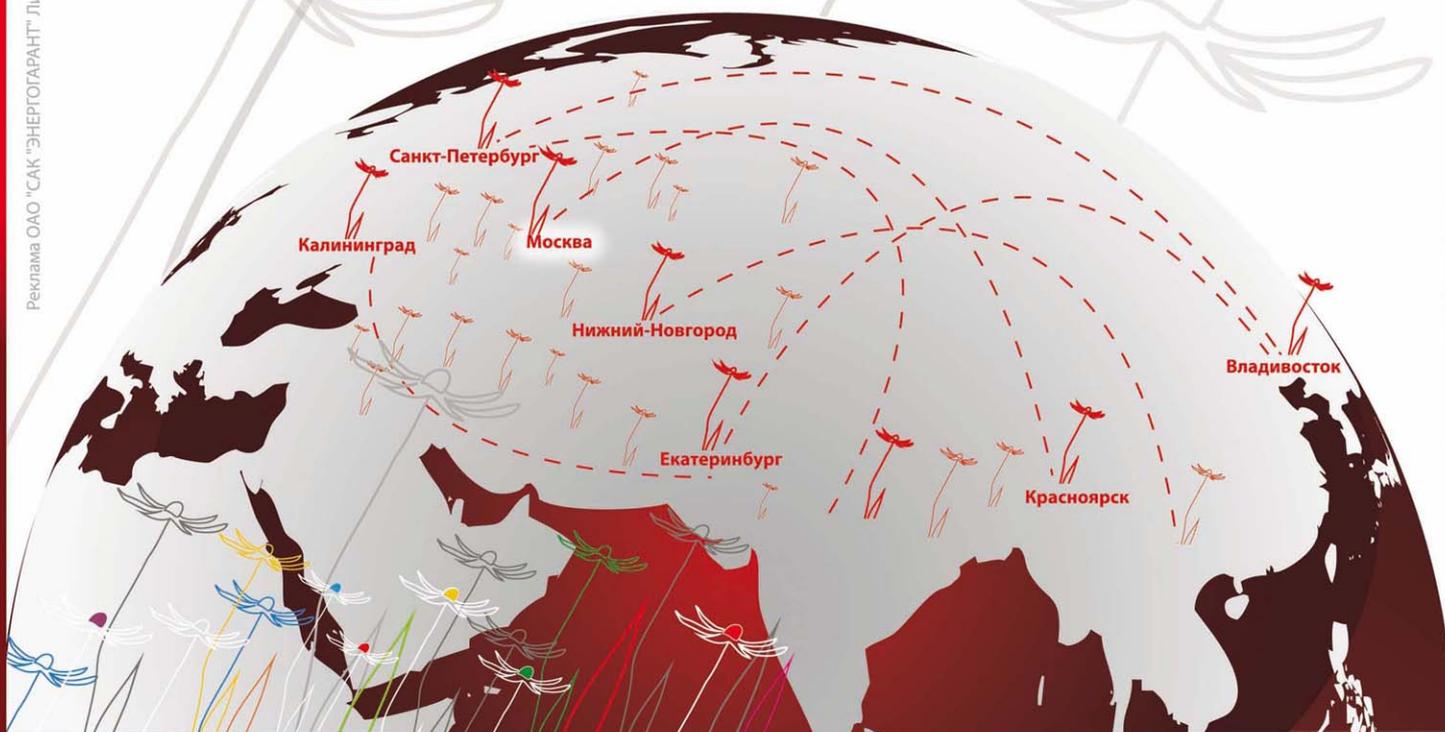
Красноярск



Владивосток

## Над нами никогда не заходит солнце!

Реклама ОАО "САК "ЭНЕРГОГАРАНТ". Лицензия СМЭ 1834 77 от 16.02.2006г.



В 1943 ГОДУ  
В СЕРИЙНОЕ ПРОИЗВОДСТВО  
БЫЛ ЗАПУЩЕН ОДИН ИЗ ЛУЧШИХ  
СОВЕТСКИХ ИСТРЕБИТЕЛЕЙ  
ВЕЛИКОЙ ОТЕЧЕСТВЕННОЙ ВОЙНЫ

## Ла-5ФН

ОН ОБЛАДАЛ  
ВЫСОКИМИ  
ЛЕТНО-ТАКТИЧЕСКИМИ  
ХАРАКТЕРИСТИКАМИ,  
ИСКЛЮЧИТЕЛЬНОЙ ЖИВУЧЕСТЬЮ,  
МОШНЫМ ВООРУЖЕНИЕМ  
И БЫЛ ОДНИМ ИЗ САМЫХ  
ЛЕГКИХ В ПИЛОТИРОВАНИИ  
ИСТРЕБИТЕЛЕЙ  
С ВЫСОКОЙ СКОРОСТЬЮ  
И СКОРОПОДЪЕМНОСТЬЮ,  
С ПРЕКРАСНЫМИ  
МАНЁВРЕННЫМИ  
КАЧЕСТВАМИ



«Президиум Верховного Совета  
Союза Советских Социалистических Республик  
за выдающиеся работы по созданию  
за время Отечественной войны  
новых типов истребительных самолетов,  
Указом от 2-го ноября 1944 года, наградил  
Опытно-конструкторское бюро  
Героя Социалистического Труда  
тов. Лавочкина С.А. Орденом Ленина».

*Председатель Президиума  
Верховного Совета Союза ССР - М. Калинин.  
Москва-Кремль 12-го ноября 1944 г.*



НА ТАКОМ ИСТРЕБИТЕЛЕ  
ОДЕРЖАЛ СВОИ ПЕРВЫЕ  
ПОБЕДЫ В ВОЗДУХЕ  
ВЫДАЮЩИЙСЯ СОВЕТСКИЙ АС,  
ТРИЖДЫ ГЕРОЙ  
СОВЕТСКОГО СОЮЗА  
**ИВАН НИКИТОВИЧ  
КОЖЕДУБ**

