



## ЛУНА-9

3 февраля 1966 года

первая мягкая посадка автоматической космической станции на Луну. Начало исследований контактными методами.



## ЛУНА-16

24 сентября 1970 года

первая доставка на Землю в автоматическом режиме образцов лунного грунта.



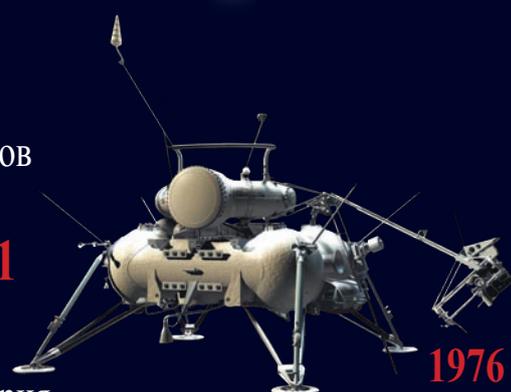
1966

## ЛУНА-17, ЛУНОХОД-1

17 ноября 1970 года –

14 сентября 1971 года

первая мобильная лунная лаборатория, управляемая с Земли.



1976

## ЛУНА-24

9 августа 1976 года

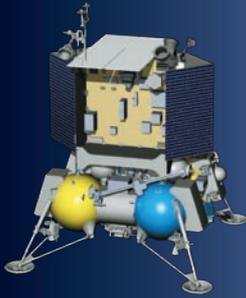
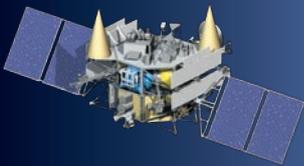
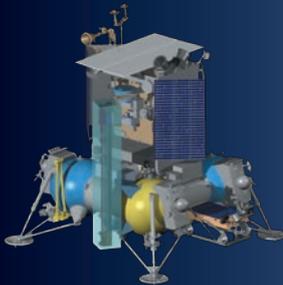
первая доставка на Землю образцов лунного грунта, взятых с глубины около 2 метров.

---

**завершение советской лунной программы**

# Новая российская программа исследования и освоения Луны



	2018	2019	2020
проект	<b>ЛУНА-25</b> ЛУНА-ГЛОБ	<b>ЛУНА-26</b> ЛУНА-РЕСУРС/ОА	<b>ЛУНА-27</b> ЛУНА-РЕСУРС/ПА
тип миссии	посадочная	орбитальная	посадочная
конфигурация аппарата			
ракета-носитель	СОЮЗ-2.1б	СОЮЗ-2.1а	СОЮЗ-2.1б
схема посадки	прямая		прямая/адаптивная
отрабатываемые технологии	базовые технологии мягкой посадки	высокодетальная съемка Луны, связь с посадочными средствами	высокоточная и безопасная посадка, модернизированная ДУ, связь с ОА, радиомаяк

Основные цели и задачи:

- развертывание программы исследования и освоения Луны;
- формирование задела по ключевым технологиям для перспективных экспедиций в систему Марса, в том числе с доставкой в автоматическом режиме образцов вещества планеты и её спутников;
- привлечение международной кооперации.

## с о д е р ж а н и е

<b>Редакционная статья</b> .....	3
<b>Пичхадзе К.М., Финченко В.С., Алексахин С.Н., Острешко Б.А.</b> Трансформируемые аппараты, спускаемые в атмосферах планет.....	4
<b>Кузин Е.Н., Загарских В.И., Ефанов В.В.</b> Решение задачи затухания ударной волны в преграде при контактом взрыве заряда высокоэнергетического материала.....	14
<b>Евграфов А.Е., Поль В.Г.</b> Геометрия космического радиолокационного зондирования Земли по технологии синтезированной апертуры и координатная привязка полученных изображений.....	19
<b>Голомазов М.М., Иванков А.А.</b> Расчетно-теоретическое исследование воздействия атмосферы Марса на десантный модуль проекта «ЭКЗОМАРС-2018» при аэродинамическом торможении.....	26
<b>Котомин А.А., Харченко В.В., Душенок С.А., Васильев А.В., Ефанов В.В., Горюнов В.В.</b> Аналитическое и экспериментальное исследование прочности и надёжности неразрушаемых трансляторов детонации систем разделения КА.....	36
<b>Ширшаков А.Е., Новичков В.М., Савкин Л.В., Макаров А.С.</b> Расширение функциональных возможностей системы контроля и диагностики бортового комплекса управления космического аппарата за счет встроенных реконфигурируемых вычислительных структур.....	45
<b>Матюшин М.М., Мишурова Н.В., Скобелев П.О., Ларюхин В.Б.</b> Поддержка принятия решений при парировании аварийных ситуаций на борту Международной космической станции с использованием интеллектуальных технологий (окончание).....	52
<b>Барабанов А.А., Вятлев П.А., Ларченко Ю.В., Сергеев Д.В., Стекольщиков О.Ю., Суборов К.Г., Сыроев В.К.</b> Лазерная перфорация пленочных полимерных материалов экранно-вакуумной тепловой изоляции космических аппаратов.....	58
<b>Иванюхин А.В., Петухов В.Г.</b> Оптимизация межпланетных траекторий космических аппаратов с солнечной электроракетной двигательной установкой минимальной мощности.....	64
<b>Константинов М.С., Нгуен Д.Н.</b> Анализ баллистических возможностей парирования возмущений, связанных с временным нештатным выключением ЭРДУ.....	72
<b>Сенцов Ю.И., Хмельщиков М.В.</b> Зависимость веса космического аппарата дистанционного зондирования Земли от пространственного разрешения съемочной аппаратуры.....	81
<b>Иванов Н.Н., Иванов А.Н.</b> Бортовой модуль для улавливания частиц внеземного происхождения и доставки их на Землю.....	89
<b>Мозговой Ю.В.</b> Концепции создания аппаратуры и программного обеспечения блока управления электроустройствами автоматических автономных долгоживущих космических аппаратов.....	98

### журнал является рецензируемым изданием

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

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

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

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. Мошисев**  
д.т.н. **А.Е. Назаров**  
к.э.н. **В.М. Романов**  
**А.В. Савченко**  
**С.Н. Солодовников**

### редакционный совет

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

### журнал является рецензируемым изданием

### у ч р е д и т е л ь

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

ISSN 2075-6941



9 772075 694002

15002



>

chief editor – d.eng.,  
professor **K.M. Pichkhadze**  
deputy chief editor –  
d.eng., professor **V.V. Efanov**  
**editorial board**  
c.sc. (eng.) **P.A. Greshilov**  
**V.M. Davydov**  
d.eng. **K.A. Zanin**  
c.sc. (ec.) **K.Z. Karchayev**  
c.sc. (eng.) **M.B. Martynov**  
c.sc. (eng.) **A.A. Moisheev**  
d.eng. **A.E. Nazarov**  
c.sc. (ec.) **V.M. Romanov**  
**A.V. Savchenko**  
**S.N. Solodovnikov**

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

**the journal is a reviewed  
publication**

**f o u n d e r**

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

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

**Editorial article** ..... 3  
**Pichkhadze K.M., Finchenko V.S., Aleksashkin S.N., Ostreshko B.A.**  
The transformable descent modules ..... 4  
**Kuzin E.N., Zagarskih V.I., Efanov V.V.**  
Solution of task of the shock wave attenuation in an obstacle during contact  
explosion of high-energy material charge ..... 14  
**Evgrafov A.E., Pol V.G.**  
Geometry of the Earth sounding by space radar using synthetic aperture  
technology and geolocation of the acquired images ..... 19  
**Golomazov M.M., Ivankov A.A.**  
Computational and theoretical study of the impact of the Mars atmosphere  
on the «EXOMARS-2018» descent module during aerodynamic braking ..... 26  
**Kotomin A.A., Harchenko V.V., Dushenok S.A., Vasilev A.V.,  
Efanov V.V., Gorovtsov V.V.**  
Analytical and experimental studies of strength and reliability of indestructible  
detonation translators of spacecraft separation systems ..... 36  
**Shirshakov A.E., Novichkov V.M., Savkin L.V., Makarov A.S.**  
Enhancement of the functional capabilities of control and diagnostic system for  
SC onboard control system due to built-in reconfigurable computing structures ..... 45  
**Matushin M.M., Mishurova N.V., Skobelev P.O., Laruhin V.B.**  
Intelligent technologies for decision support during parrying emergency  
situations on international space station (completion) ..... 52  
**Barabanov A.A., Vyatlev P.A., Larchenko Yu.V., Sergeev D.V.,  
Stekolshchikov O.Yu., Suborev K.G., Sysoev V.K.**  
Laser perforation of film polymeric materials for spacecraft's multi-layer insulation ... 58  
**Ivanyukhin A.V., Petukhov V.G.**  
Optimization of spacecraft with minimum power solar electric propulsion system  
interplanetary trajectories ..... 64  
**Konstantinov M.S., Nguyen D.N.**  
Analysis of ballistic capabilities for rejection of disturbances connected with  
temporary contingency cutoff of the electric propulsion ..... 72  
**Sentsov Ju.I., Hmelshchikov M.V.**  
The dependence between the weight of the Earth remote sensing spacecraft  
and the spatial resolution of imaging equipment ..... 81  
**Ivanov N.N., Ivanov A.N.**  
On-board module for extraterrestrial particles capture and its return to the Earth. .... 89  
**Mozgovoy Y.V.**  
The concepts used to develop hardware and software for control  
unit of electrical devices of automatic autonomic long-living spacecraft ..... 98

**the journal is a reviewed publication**

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

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

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

## Редакционная статья

### 50 запусков российского «ФРЕГАТА»

28 марта 2015 года из Гвианского космического центра (космодром Куру) российскими ракетой космического назначения «СОЮЗ-СТБ» (ГРКЦ «ПРОГРЕСС») и межорбитальным космическим буксиром «ФРЕГАТ»

(НПО имени С.А. Лавочкина) успешно осуществлен запуск двух европейских навигационных спутников «ГАЛИЛЕО».

Наши европейские партнеры проявили большой интерес к новому межорбитальному буксиру «ФРЕГАТ» с момента его создания. По сравнению с аналогами он обладает преимуществами по удельным массово-энергетическим характеристикам (коэффициент массового совершенства, компактность, удельный импульс). Может осуществлять до 20 включений двигательной установки в космосе. Отличается высокой надежностью.

В феврале и марте 2000 года были успешно проведены лётно-конструкторские испытания межорбитального космического буксира (МКБ) «ФРЕГАТ» (по терминологии ракетно-космической техники – разгонного блока).

Уже в июле и августе того же года по заказу Европейского космического агентства нами с помощью «ФРЕГАТА» выведены на рабочие высокоэллиптические орбиты попарно четыре научных спутника «КЛАСТЕР-2». У них была сложная история.

Первая попытка запуска в космос была предпринята в 1996 году с помощью европейской ракеты-носителя «АРИАН-5» тяжелого класса. Ракета потерпела аварию на 39-й секунде полета. Новый запуск, по мнению наших европейских коллег, можно было поручить только высоконадежной и высокоэффективной ракетно-космической технике.

Нередко ракеты-носители не обеспечивают высокую точность выведения полезной нагрузки на опорную орбиту, и одна из основных задач разгонного блока – компенсировать эту ошибку, затем доставить спутник в заданную точку пространства как можно точнее. С этой задачей уже на первом штатном пуске (выведение КА «КЛАСТЕР-2») «ФРЕГАТ» успешно справился. Ракета-носитель не доработала по обеспечению заданной скорости около 100 м/с.

Почему так важна заключительная точность выведения КА на рабочую орбиту? Известно, что спутники работают на различных, строго определенных орбитах (геостационарных, солнечно-синхронных и др.) в заданных точках. В случае отклонения спутник доводится до заданного места с помощью бортовой двигательной установки. На такую незапланированную операцию тратится некоторый запас топлива, необходимый для полноценного выполнения спутником целевой задачи.

При выведении европейского космического аппарата «МАРС-ЭКСПРЕСС» была обеспечена точность выведения, вдвое превышающая заданную, позволившая значительно сэкономить топливо на коррекцию орбиты перелета станции к планете. Это позволило провести дополнительные маневры у Марса, увеличив эффективность проводимых исследований, и повысить знания о планете, ее атмосфере и космическом пространстве.

Незаменим «ФРЕГАТ» при выведении на орбиты космических астрофизических обсерваторий. «РАДИОАСТРОН» работает на высокоэллиптической орбите с высотой апогея около 300 тысяч километров. В ближайшей перспективе – запуск обсерватории «СПЕКТР-РГ» в точку либрации L2 (впервые в России) на расстоянии 1,5 миллиона километров от Земли. Кстати, данные обсерватории также созданы в НПО имени С.А. Лавочкина.

Достижения в области микроэлектроники, вычислительной техники, миниатюризации конструкции, служебных и целевых систем позволили создавать малоразмерные космические аппараты, по эффективности, не уступающие полноразмерным, созданным еще 10–15 лет назад. Используемые ракеты-носители способны выводить в космос на опорные орбиты десятки тонн полезного груза. Естественно в таких условиях желание за один запуск вывести на рабочие орбиты несколько спутников. Это могут осуществить практически все разгонные блоки.

Особенностью «ФРЕГАТА» при выполнении такой операции является способность развести аппараты на принципиально различные орбиты. Например, при запуске метеоспутника «МЕТЕОР-М» № 2 было осуществлено выведение еще шести спутников на три существенно различные орбиты.

«ФРЕГАТ» выполняет также важное международное требование по незасорению космического пространства, переходя, после выполнения главной задачи, на орбиту захоронения или на траекторию затопления в океане.

Мировым рекордом для межорбитального космического буксира «ФРЕГАТ», впрочем, как и для ракеты «СОЮЗ», является его запуск с трех космодромов – Байконур, Плесецк, Куру и в скором времени с четвертого – Восточного. Уникальностью «ФРЕГАТА» является также возможность работать с носителями различных классов – «СОЮЗ», «ЗЕНИТ» и «АНГАРА-А5».

К настоящему времени «ФРЕГАТОМ» успешно выведено на различные высокоэнергетические орбиты и отлетные траектории около 110 космических аппаратов, высокоэффективная и надежная работа МКБ обеспечивает России лидирующее положение в мире на таком высокотехнологичном и коммерчески прибыльном деле, как рынок пусковых услуг.

## ТРАНСФОРМИРУЕМЫЕ АППАРАТЫ, СПУСКАЕМЫЕ В АТМОСФЕРАХ ПЛАНЕТ

## THE TRANSFORMABLE DESCENT MODULES



**К.М. Пичхадзе<sup>1</sup>**,  
профессор, доктор  
технических наук,  
pichkhadze@laspace.ru;  
**K.M. Pichkhadze**



**В.С. Финченко<sup>1</sup>**,  
доктор технических  
наук,  
finval@migmail.ru;  
**V.S. Finchenko**



**С.Н. Алексахкин<sup>1</sup>**,  
alexashkin@laspace.ru;  
**S.N. Aleksashkin**



**Б.А. Острешко<sup>1</sup>**,  
oba@laspace.ru;  
**B.A. Ostreshko**

*В статье представлены некоторые виды атмосферных спускаемых аппаратов, форма которых изменяется на различных участках полета. Обозначены преимущества таких аппаратов перед аппаратами, имеющими неизменную форму от момента выведения в космос до момента посадки на поверхность планеты. Показано, что при использовании трансформируемых спускаемых аппаратов имеется возможность расширить круг решаемых задач.*

*Ключевые слова: космический аппарат; спускаемый аппарат; форма аппарата; трансформация; надувное тормозное устройство; лобовой экран; аэродинамические характеристики; гибкая тепловая защита.*

### ВВЕДЕНИЕ

По мере развития космической техники возрастает сложность технических и научных задач, решаемых космическими аппаратами (КА).

К числу подобных технических задач относятся следующие:

- создание крупногабаритных элементов КА (антенн космических радиотелескопов, солнечных батарей, солнцезащитных экранов космических телескопов, рабочих поверхностей солнечных парусов, ферменных конструкций и штанг для выносных элементов КА и др.);

*The article presents some types of the descent planetary vehicles, the shape of which varies at different flight phases. The advantages of such vehicles over the vehicles of unchangeable form from the moment of injection till touchdown are shown. It is also shown that at using of transformable descent vehicles the opportunity occurs to widen the scope of tasks of entry, descent and landing onto planets' surfaces.*

*Key words: spacecraft; descent vehicle; vehicle shape; transformation; inflatable breaking device; front shield; aerodynamic parameters; flexible thermal protection.*

- разработка систем аэродинамического торможения КА в разреженных и плотных слоях атмосферы для последующей посадки на поверхность исследуемой планеты, доставки грузов с орбитальных-пилотируемых станций и т.д.

Актуальной задачей, в связи с чрезмерным засорением околоземного космического пространства, является и управляемое возвращение на Землю отработавших ресурс техногенных объектов.

Из-за значительных рабочих размеров элементов КА, перечисленных выше, их размещение под го-

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

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

ловным обтекателем (ГО) ракеты-носителя (РН) затруднено или невозможно. Для решения указанной проблемы используются разворачиваемые в полете элементы КА.

К настоящему времени накоплен некоторый опыт создания КА с разворачиваемыми после выведения элементами конструкции. Достаточно назвать КА с раскрываемыми в космосе солнечными батареями или космический радиотелескоп проекта «СПЕКТР-Р», несущий на борту десятиметровый рефлектор (*Аставин А.С. и др.*, 2014), состоящий из центрального зеркала и 27 лепестков жесткой конструкции, разворачиваемых после вывода КА на орбиту.

Известно о создании зарубежными специалистами радиоантенны надувной конструкции диаметром 30 м, весом 100 кг, укладываемой в объем около 1 м<sup>3</sup> (*Gordon Veal et al.*, 1995).

Целесообразно использовать развертываемые элементы и в конструкции аппаратов для посадки на планеты с атмосферой (*Алексашкин С.Н. и др.*, 2012).

## 1. Схема конструкции трансформируемых спускаемых аппаратов

Эффективное торможение СА в атмосфере планеты осуществляется за счет аэродинамической формы аппарата и его габаритных размеров. Габаритные размеры аппаратов ограничены доступной зоной полезной нагрузки под головным обтекателем, а также компоновкой КА. В связи с этим для реализации эффективного торможения СА в атмосфере целесообразно применять трансформируемые аппараты и, в частности, развертываемые лобовые экраны (ЛЭ).

Эффективность формы и размеров спускаемого аппарата определяется величиной его баллистического параметра (отношением массы аппарата к произведению коэффициента аэродинамического сопротивления на площадь сечения миделя аппарата), который определяет способность СА к торможению.

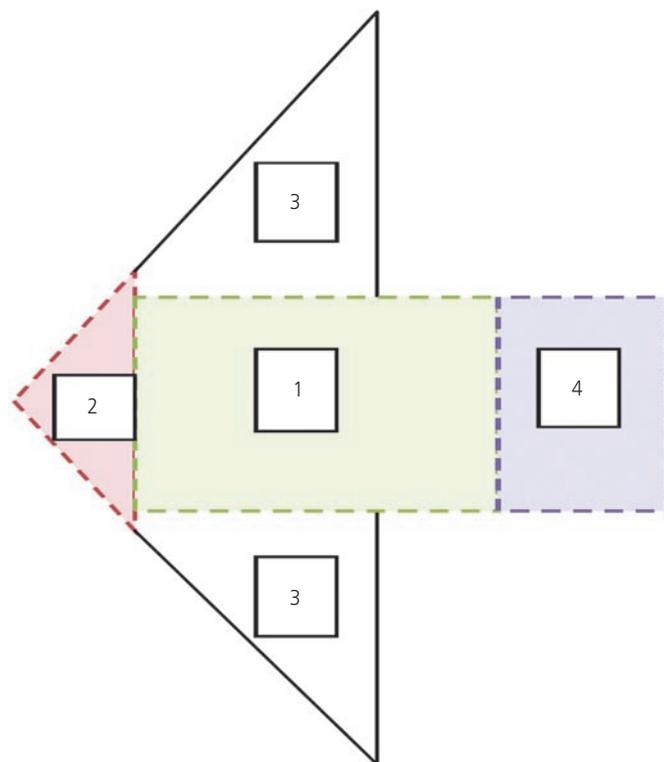
Чем ниже значение баллистического параметра, тем выше способность аппарата к торможению в атмосфере (ниже нагрузка на мидель при движении). То есть для двух спускаемых аппаратов с одинаковыми аэродинамическими формами (равными коэффициентами аэродинамического сопротивления), одинаковыми массами и меньшим баллистическим параметром (меньшей нагрузкой на мидель) будет обладать аппарат с большей площадью сечения миделя.

Особенно актуально применение развертываемых аэродинамических поверхностей для использования в атмосферах планет с низкой плотностью.

Одним из вариантов раскрывающегося ЛЭ объекта, движущегося в атмосфере, может служить экран надувной конструкции. Такой экран представляет

собой наполненную газом замкнутую герметичную оболочку. Эта оболочка состыковывается с предназначенным для спуска в атмосфере объектом и образует его аэроупругое тормозное устройство (АТУ). При выведении АТУ находится под обтекателем РН в сложенном положении, а непосредственно перед фазой аэродинамического торможения переводится в развернутое положение.

Принципиальная схема СА с надувным тормозным устройством представлена на рисунке 1.



- 1 – контейнер полезной нагрузки;
- 2 – жесткая часть ЛЭ с системой надува АТУ;
- 3 – развернутое рабочее положение основного АТУ;
- 4 – размещение дополнительного АТУ с системой надува.

**рисунки 1.** Принципиальная схема трансформируемого СА с АТУ

Спускаемый аппарат осесимметричной формы с аэроупругими тормозными устройствами представляет собой транспортный контейнер 1, опирающийся на носовую жесткую часть 2 ЛЭ СА с системой надува основного АТУ. После наполнения газом оболочки АТУ ЛЭ принимает заданную форму и занимает объем 3 окружающего пространства. В донной части транспортного контейнера 1 размещается дополнительное тормозное устройство 4 (дополнительное АТУ или парашют), обеспечивающее заданную скорость посадки на поверхность планеты.

В зависимости от задачи, выполняемой такими СА, их АТУ могут иметь форму конуса, сферы, сферического сегмента и различные размеры.



а



б

а – зонд «ПЕНЕТРАТОР»; б – КА «МАРС-96».

рисунки 2. Исследовательский зонд «ПЕНЕТРАТОР» с НТУ КА «МАРС-96»

## 2. Исследовательский зонд «ПЕНЕТРАТОР» проекта «МАРС-96»

Идея использования АТУ надувной конструкции – надувного тормозного устройства (НТУ) – для спуска аппарата в разреженной атмосфере впервые в мировой практике была реализована в НПО им. С.А. Лавочкина при разработке исследовательского зонда «ПЕНЕТРАТОР» КА «МАРС-96» (Алексеев А.К. и др., 1996; Bogdanov V.V. et al., 1997; Pichkhadze K.M. et al., 1997).

Зонд «ПЕНЕТРАТОР» представлял собой заостренное цилиндрическое тело с конической хвостовой частью, закрытой полусферической крышкой (рисунки 2а). В объеме под крышкой могла быть размещена парашютная система (ПС) или АТУ с системой наполнения. Хвостовой конус с углом раствора  $90^\circ$  имел основание диаметром 0,8 м. На борту КА «МАРС-96» размещались два зонда «ПЕНЕТРАТОР» (рисунки 2б).

Спуск зонда на поверхность Марса с заданной скоростью проникновения в грунт, равной около 80 м/с, можно было реализовать тремя способами:

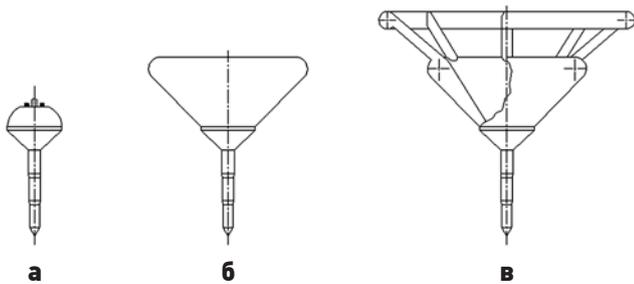
- при диаметре хвостового конуса, равного 0,8 м, установить на всей поверхности зонда усиленную тепловую защиту и вводить в действие парашютную систему при скорости полета, соответствующей числу Маха  $M \approx 7$ . Однако этот вариант

невозможно реализовать из-за отсутствия соответствующих ПС (до настоящего времени реально можно использовать ПС только при  $M < 2,5$ );

- выполнить жесткий хвостовой конус диаметром 2 м, что позволило бы несколько уменьшить массу тепловой защиты, и ввести в действие ПС при скорости полета, соответствующей  $M \approx 2$ . Однако в этом случае невозможно было разместить под обтекателем ракеты КА «МАРС-96» с двумя зондами «ПЕНЕТРАТОР»;
- присоединить к жесткому хвостовому конусу диаметром 0,8 м АТУ, разворачиваемое перед входом в атмосферу до размера 2,3 м, а при достижении дозвуковой скорости полета ввести дополнительное АТУ диаметром 3,8 м, являющееся продолжением конуса основного АТУ.

Конфигурации зонда «ПЕНЕТРАТОР» третьего варианта приведена на рисунке 3.

Использование этого варианта позволило разместить на борту КА «МАРС-96» два зонда и уменьшить массу теплозащиты поверхности зонда. Кроме того, схема спуска зонда «ПЕНЕТРАТОР» с применением двухкаскадного НТУ выгодно отличается от спуска с применением ПС для второго этапа торможения за счет простоты развертывания в атмосфере Марса, меньшего числа и однотипности необходимых функциональных команд на ввод всей системы торможения в действие.



**а** – транспортная конфигурация;  
**б** – конфигурация на участке основного торможения;  
**в** – конфигурация перед посадкой.

**рисунок 3.** Конфигурации зонда «ПЕНЕТРАТОР»

### 3. Спускаемые аппараты – демонстраторы возможности спуска в атмосфере с тормозными устройствами надувной конструкции

Следующим примером конструкции СА с АТУ надувной конструкции может служить спускаемый аппарат «ДЕМОНСТРАТОР», разработанный в 1999–2000 гг. в НПО им. С.А. Лавочкина для летных испытаний в условиях спуска из космоса на поверхность Земли, трансформации которого представлены на рисунке 4.

Этот СА представлял собой хвостовую часть зонда «ПЕНЕТРАТОР» с сохранением конструкции и размеров НТУ. Масса «ДЕМОНСТРАТОРА» составляла 147 кг, НТУ – 33,3 кг.

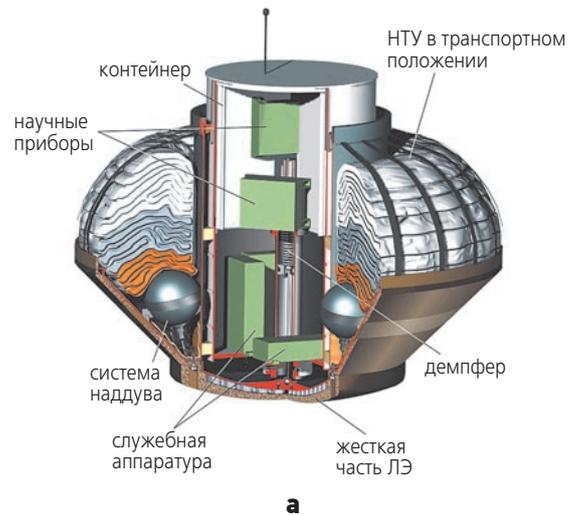
Полости оболочек обоих каскадов сообщались трубами-газоходами, и при раскрытии 2-го каскада газ свободно перетекал в полости его оболочки.

Лётные испытания СА «ДЕМОНСТРАТОР-1» были проведены в 2000 году при квалификационных испытаниях межорбитального космического буксира (МКБ) «ФРЕГАТ» (Карпенко С. и др., 2000). Вход в атмосферу осуществлен с орбиты ИСЗ 600 км торможением связки МКБ+«ДЕМОНСТРАТОР-1» с помощью двигательной установки МКБ.

Отметим, что при разработке проекта СА «ДЕМОНСТРАТОР» также было спроектировано и изготовлено надувное тормозное устройство – «Система спасения» МКБ «ФРЕГАТ», показанное на рисунке 5.

Лобовой аэродинамический экран этой системы содержал жесткую часть диаметром 2 м, к кромке которой было присоединено основное НТУ с конической наружной поверхностью (угол раствора конуса – 120°), имеющей в основании диаметр 6 м. Продолжением основного НТУ служил 120-градусный конус дополнительного НТУ с размером в основании 14 м.

Система предназначалась для безопасной посадки на земную поверхность МКБ «ФРЕГАТ» массой около 1100 кг. Масса СА при входе в атмосферу составила около 2000 кг. Скорость входа в атмосферу Земли – 5,7 км/с.

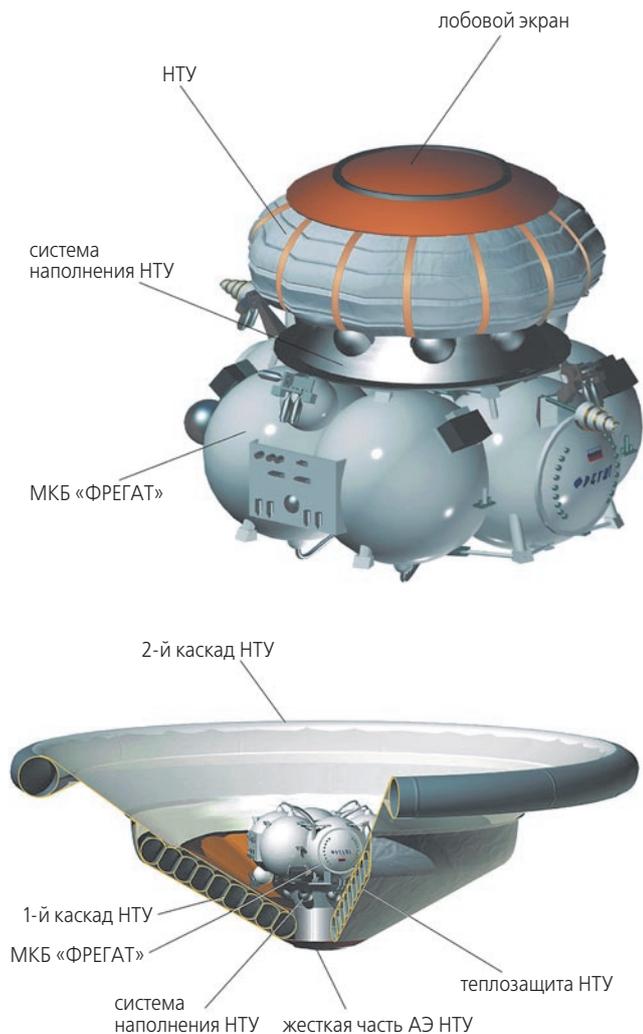


**а** – СА с НТУ в сложенном (транспортном) положении;  
**б** – СА с развёрнутым основным (1-й каскад) и дополнительным (2-й каскад) НТУ.

**рисунок 4.** СА с НТУ «ДЕМОНСТРАТОР» на различных этапах полета

Описанная система является примером возможности использования НТУ для возвращения на земную поверхность отработавших ступеней и разгонных блоков РН после вывода КА в космос, которые (или элементы которых) могут быть использованы повторно.

По результатам анализа телеметрической информации, полученной после посадки спускаемого аппарата, был сделан вывод о возможности реализации СА с НТУ при условии некоторой доработки конструкции НТУ и его теплозащиты (Marruffa L. et al., 2000). В частности, для исключения возможности мгновенной потери формы НТУ в случае его разгерметизации (что, по-видимому, и произошло при испытании СА «ДЕМОНСТРАТОР-1») было принято решение выполнять оболочку НТУ многосекционной, в виде набора торов разного диаметра. Замечания были устранены при разработке СА «ДЕМОНСТРАТОР-2Р». Общий вид конструкции аппарата представлен на рисунке 6.



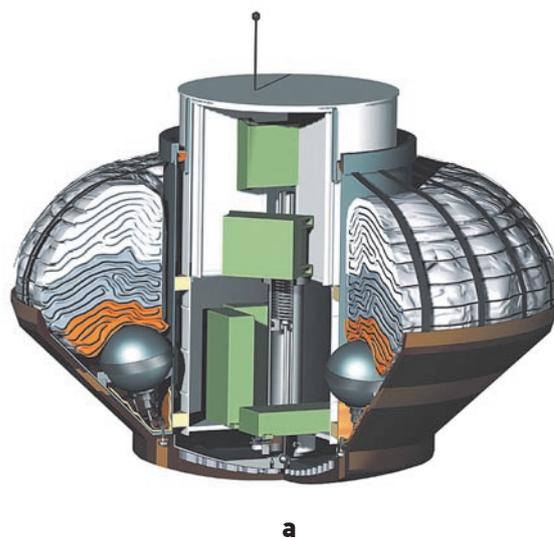
**рисунок 5.** СА «Система спасения» МКБ «ФРЕГАТ» в сложенном и развернутом положениях основного и дополнительного НТУ

Последующие летные испытания СА с НТУ серии «ДЕМОНСТРАТОР» при входе в атмосферу с суборбитальными скоростями были проведены в 2001, 2002 и 2005 годах с ожидаемой посадкой на полигоне на Камчатке.

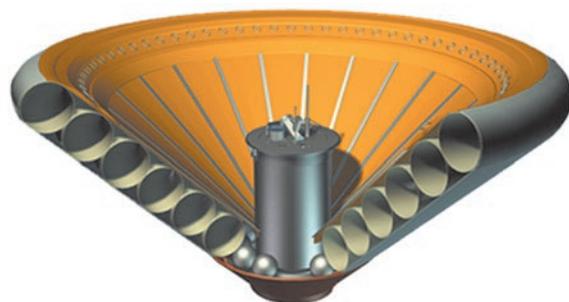
Первые два испытания оказались неудачными из-за нештатной работы используемой РН.

В последнем испытании СА с НТУ «ДЕМОНСТРАТОР-2Р» прошёл участок траектории спуска с пиковой тепловой и аэродинамической нагрузками и зону отсутствия радиовидимости из-за окружающей СА плазмы. После выхода из этой зоны связь с СА возобновилась, но спустя 23 секунды, на высоте около 46 км над Камчаткой, была потеряна по достоверно не выясненной причине (Алексашкин С.Н. и др., 2009).

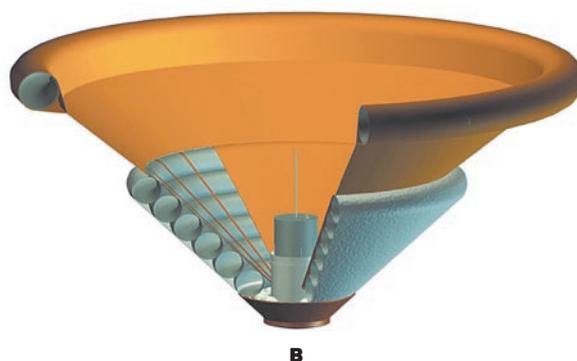
Несмотря на отсутствие окончательного подтверждения реализуемости технологии спускаемых аппаратов с НТУ, в НПО им. С.А. Лавочкина продолжают разработки СА с НТУ (Хартов В.В., 2011).



**а**



**б**



**в**

**а** – форма СА в транспортном положении;  
**б** – форма СА с развёрнутым основным НТУ перед входом в атмосферу и при спуске со сверхзвуковыми скоростями;  
**в** – форма СА с развёрнутым дополнительным НТУ на участке спуска с дозвуковыми скоростями.

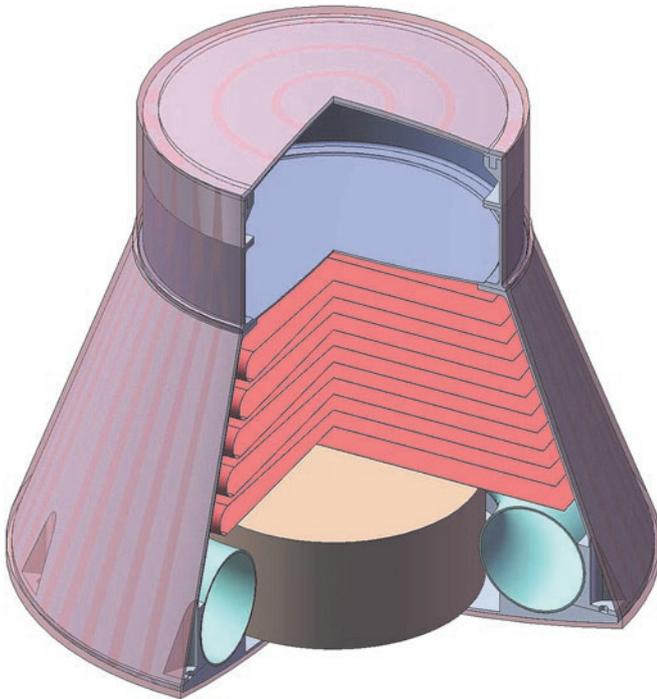
**рисунок 6.** Формы СА с НТУ «ДЕМОНСТРАТОР-2Р» на различных участках полета

#### 4. Спускаемые аппараты с НТУ для исследований Венеры

Перспективным проектом для исследований особенностей атмосферы Венеры является проект, в котором предусматривается реализовать дрейф в верхних слоях атмосферы аэростатных зондов с научной аппаратурой (Воронцов В.А., 2008). На рисунке 7 показан общий вид КА для доставки четырех капсул с упакованными в их объеме аэростатами.



а



б

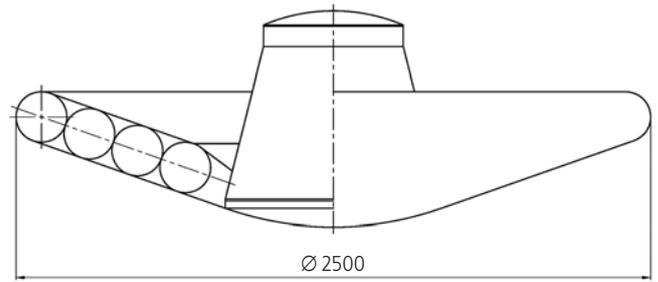
а – КА с четырьмя капсулами для доставки аэростатного зонда в атмосферу;

б – капсула с упакованным аэростатным зондом.

**рисунок 7.** Вид КА и капсулы с аэростатным зондом для исследования атмосферы Венеры

Конструкторская проработка проекта показывает, что каждая из капсул при массе 190 кг должна иметь лобовой экран диаметром 0,85 м. После отделения капсул от КА они входят в атмосферу на высоте 130 км со скоростью 11 км/с и углом входа минус 15°.

К моменту достижения высоты планируемого отделения задней крышки капсулы, равной 70 км (40-я секунда спуска), скорость капсулы снизится до



**рисунок 8.** Вид капсулы для доставки аэростатного зонда в атмосферу Венеры, оснащённой НТУ

уровня около 300 м/с, а на высоте 65 км – приемлемой для раскрытия тормозного парашюта и проведения операций по развёртыванию аэростатного зонда, до 200 м/с.

Интенсивное тепловое воздействие газового потока на поверхность капсулы при аэродинамическом торможении (максимум – 30,3 МВт/м<sup>2</sup>) длится 25 секунд и заканчивается на высоте около 75 км. При этом поверхностная плотность теплозащиты лобовой поверхности капсулы составит 48–52 кг/м<sup>2</sup>, а боковой поверхности и крышки – 24,5–26,5 кг/м<sup>2</sup>.

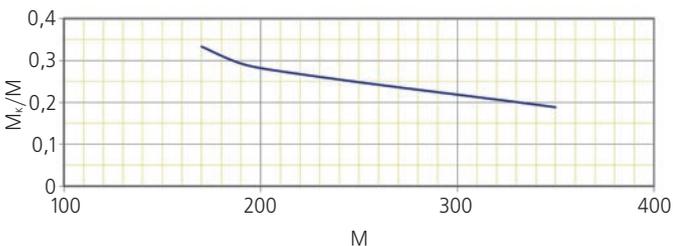
Если же к жесткому лобовому экрану присоединить НТУ диаметром 2,5 м по схеме, показанной на рисунке 8, то такая конструкция капсулы будет обладать рядом следующих преимуществ по сравнению с описанной выше, а именно:

- большей динамической и статической устойчивостью капсулы при аэродинамическом торможении ввиду более смещенного назад положения центра давления аэродинамической силы;
- достижением скорости спуска капсулы, приемлемой для разворачивания аэростата и равной 200 м/с на высоте 78 км, что на 13 км выше, чем у капсулы без НТУ;
- увеличенным запасом высоты и времени для разворачивания и наполнения аэростата, поскольку спуск капсулы с НТУ с высоты 78 км до 67 км длится около 140 секунд со средней скоростью около 80 м/с;
- меньшей поверхностной плотностью теплозащиты лобовой поверхности НТУ – 6–7 кг/м<sup>2</sup> и боковой поверхности капсулы – от 7,5 до 9,0 кг/м<sup>2</sup>, тогда как плотность теплозащиты поверхности жесткой части ЛЭ капсулы составит 20–22 кг/м<sup>2</sup>. В результате масса капсулы может быть уменьшена до 180 кг.

Таким образом, приведённые результаты свидетельствуют о преимуществах торможения капсулы для доставки в атмосферу Венеры и разворачивания аэростатного зонда, которые могут быть достигнуты за счёт использования в конструкции капсулы НТУ.

## 5. Примеры использования технологии СА с НТУ для аппаратов легкой и сверхтяжелой массы

В монографии (Финченко В.С. и др., 2012) показано, что использование технологии СА с НТУ позволяет в некоторых случаях, например для СА «Радуга», доставляющей грузы с МКС, уменьшить долю массы конструкции  $M_k$  в полной массе  $M$  спускаемого аппарата (рисунок 9), если его парашютную систему заменить на НТУ. Это говорит о возможности увеличения массы полезной нагрузки СА или уменьшения веса аппарата.



**рисунок 9.** Зависимость доли массы конструкции СА с НТУ в полной массе аппарата

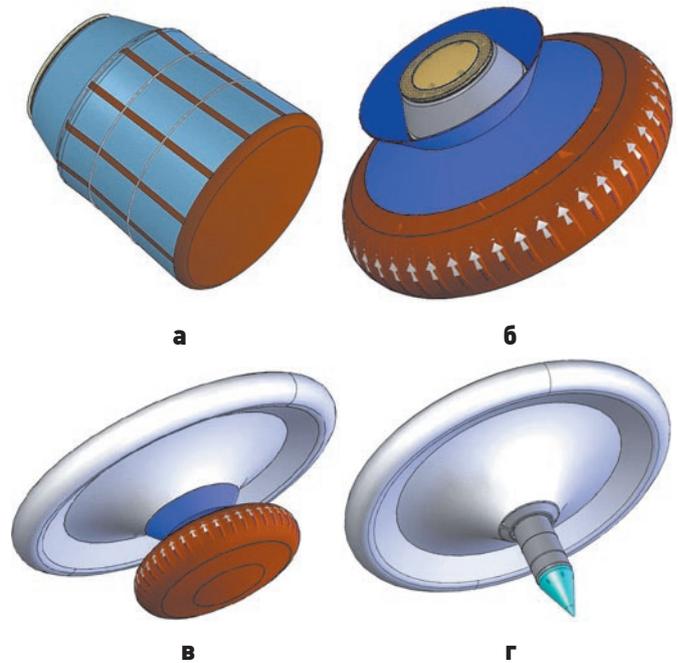
Результаты этой оценки справедливы также и для СА с НТУ малой (20...100 кг) и средней (400...1000 кг) массы. Примером этому могут служить результаты проектирования в НПО им. С.А. Лавочкина малой метеорологической станции (ММС) для спуска на поверхность Марса. При полете такого СА в космосе, в атмосфере и при посадке на поверхность Марса его форма испытывает неоднократное изменение.

Последовательность трансформирования ММС при различных фазах полета показана на рисунке 10.

При полете в космическом пространстве ММС имеет компактную конфигурацию, обусловленную укладкой основного и дополнительного НТУ в транспортное положение (рисунок 10а). Перед входом в атмосферу разворачивается основное НТУ с гибкой тепловой защитой, и ММС приобретает удобообтекаемую форму (рисунок 10б) с увеличенным до 1 м миделевым сечением. После снижения скорости спуска ММС ниже звуковой ( $M \approx 0,8$ ) выполняется разворачивание дополнительного НТУ диаметром 2 м. Форма ММС в конце наполнения к моменту отделения основного НТУ иллюстрируется рисунком 10в.

Наконец, на рисунке 10г показана форма посадочного устройства ММС после сброса основного НТУ с теплозащитой перед встречей с марсианской поверхностью.

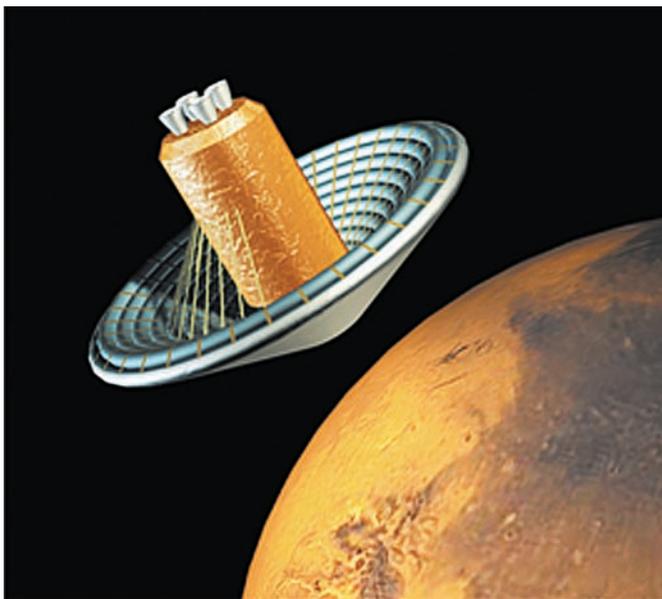
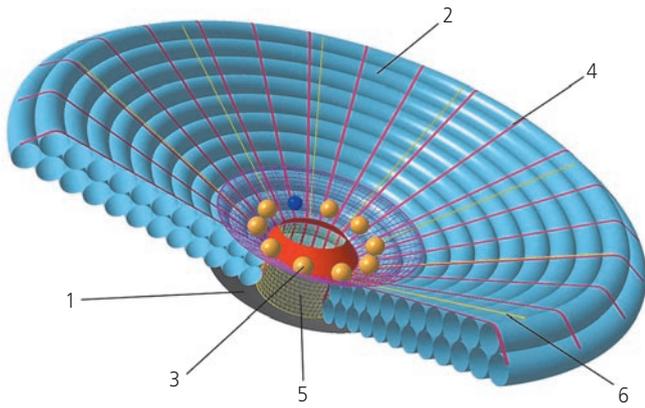
Выбор описываемой конструкции ММС осуществлен по результатам проектных проработок СА различной конструкции и схем спуска:



**а** – форма ММС в транспортном положении и в космосе; **б** – форма ММС с развернутым НТУ на этапе основного аэродинамического торможения; **в** – форма ММС в момент ввода дополнительного НТУ; **г** – форма ММС на участке спуска перед посадкой на поверхность.

**рисунок 10.** Последовательность трансформирования формы ММС

- аппарат с жесткими ЛЭ диаметром 0,55 м и задним кожухом (ЗК), под которым размещена ПС, связанная тросом с надувным амортизирующим устройством (НАУ) с приборным контейнером (ПК) внутри. ПС вводится в действие при  $M=1,5$  после вскрытия ЗК и сброса ЛЭ. После отделения от связи с ПС НАУ достигает посадочной поверхности, освобождает ПК, который с помощью специального механизма переводится в нужное положение. Схема спуска и конструкция ММС этого варианта достаточно сложна, включает управление спуском, много функциональных команд, а ПК должен быть оснащен механизмом вертикализации;
- к жесткому ЛЭ диаметром 0,55 м вышеописанного аппарата присоединено НТУ основного торможения, доводящее диаметр тормозной поверхности до 0,75 м. Вместо ПС используется дополнительное НТУ диаметром 4 м, к которому после раскрытия при  $M=0,8$  оказывается подвешенным НАУ. Эта конструкция ММС и схема спуска обладают недостатками предыдущей схемы;
- аппарат с жесткими ЛЭ диаметром 0,75 м и ЗК, под которым размещен ПК удлиненной цилиндрической формы, опирающийся заостренным концом на ЛЭ. При достижении дозвуковой скорости спуска ММС происходит вскрытие крышки ЗК, выпуск и разворачивание НТУ диаметром



1 – жесткая носовая часть ЛЭ; 2 – НТУ; 3 – баллоны системы наддува НТУ; 4 – набор силовых лент; 5 – приборный контейнер НТУ; 6 – трубопровод системы наддува.

**рисунок 11.** Общий вид НТУ и КА для пилотируемой экспедиции на Марс

1,7 м. Далее проводится вывод ПК из-под ЗК и дальнейший спуск контейнера на НТУ, обеспечивающем скорость спуска около 80 м/с. Эта скорость достаточна для проникновения заостренного конца ПК в марсианский грунт, что исключает необходимость механизма вертикализации ПК.

По предварительной оценке, масса ММС описанных конструкций 15...20 кг. Однако при более тщательной проработке конструкции ММС, несущей полезную нагрузку 4 кг, масса СА с НТУ, трансформация которой показана на рисунке 10, определена равной 22,17 кг.

Наконец, использование технологии СА с НТУ представляет собой эффективную альтернативу схеме доставки посадочного аппарата (ПА) – жилого модуля пилотируемой экспедиции – на поверхность Марса с помощью реактивного торможения КА для снижения скорости подлета к Марсу (5700...7000 м/с)

до скорости выхода на орбиту искусственного спутника (3500...4700 м/с).

Проектирование такого КА показало (*Finchenko V.S. et al., 2007*), что масса его может составить около 70 тонн, включая массу ПС для спуска ПА и топлива двигательной установки его мягкой посадки. Если для снижения гиперболической скорости подлета КА к Марсу до скорости выхода на орбиту искусственного спутника использовать реактивное торможение КА, то для выработки тормозного импульса потребуется дополнительно от 30 до 50 тонн топлива.

Если же использовать аэродинамическое торможение в высоких слоях атмосферы Марса до скорости последующего схода с орбиты, то достаточно снабдить КА крупногабаритным НТУ.

При этом НТУ, общий вид которого приведен на рисунке 11, должно быть выполнено в виде 120-градусного конуса с затупленной по сфере носовой частью, иметь диаметр около 23 м и присоединяться к центральной жесткой части лобового экрана КА диаметром 8 м.

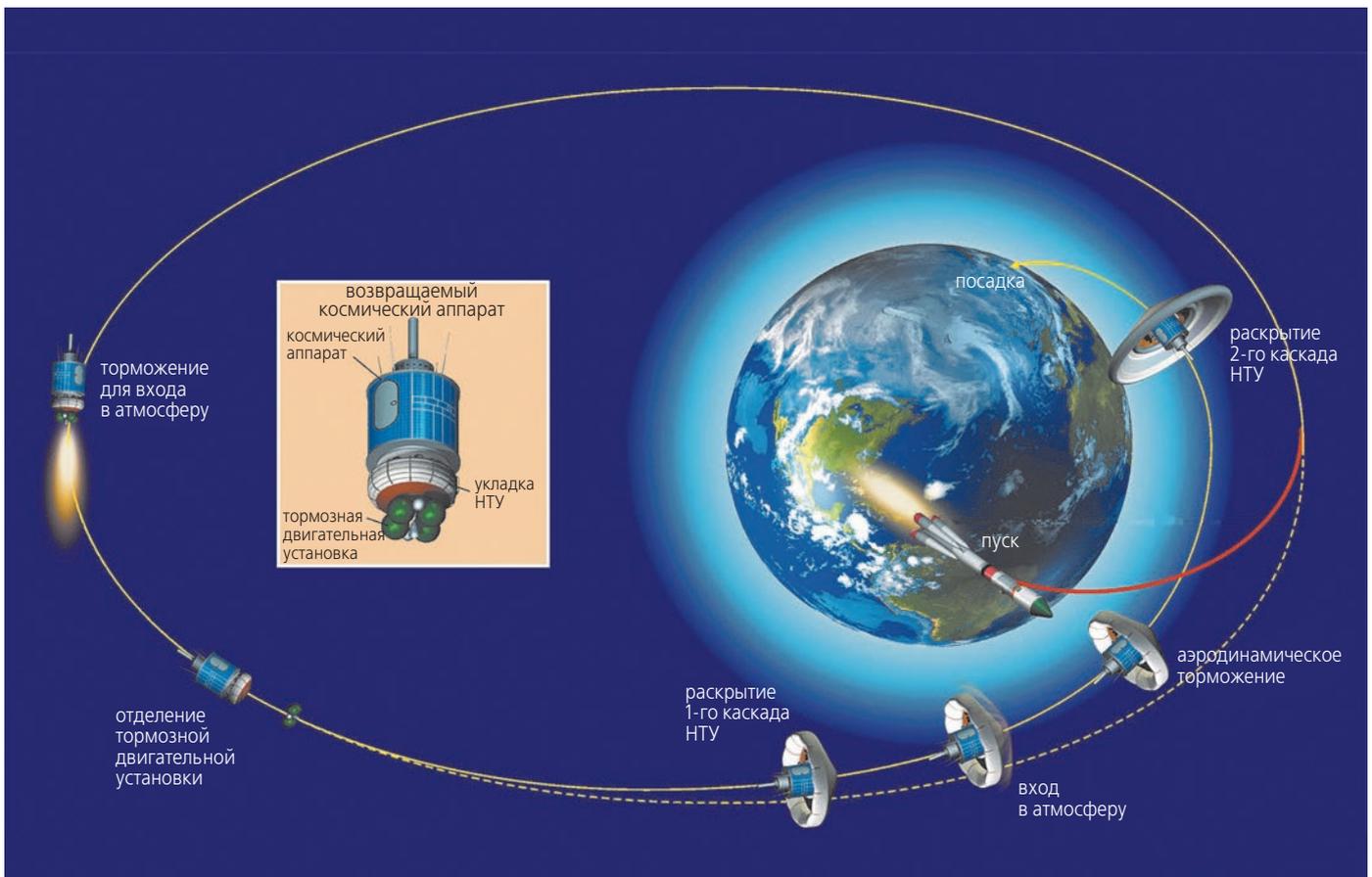
При использовании парашютной системы торможения при спуске и двигателей мягкой посадки на поверхность Марса ПА необходимость в дополнительном НТУ отпадает. По оценкам, масса НТУ такого КА составит от 7 до 10 тонн вместо 30–50 тонн горючего при выборе схемы реактивного торможения КА.

## 6. Примеры использования технологии СА с НТУ для возвращения космических аппаратов с орбиты ИСЗ

Одним из актуальных и перспективных направлений развития космонавтики является возвращение на Землю КА с орбит искусственных спутников Земли (ИСЗ). Так, например, с помощью специальной системы возвращения, включающей НТУ, можно осуществлять мягкую посадку КА в случае его поломки, отказа отдельного узла или другой причины, приведшей к преждевременному выходу КА из строя.

Использовать НТУ можно также для спуска на Землю дорогостоящих спутниковых лабораторий после проведения ими исследовательских работ по схеме, показанной на рисунке 12. Это обеспечит возможность повторного использования научного оборудования и некоторых элементов конструкции возвращенного аппарата.

С помощью НТУ может быть организована доставка грузов с пилотируемых орбитальных станций на поверхность Земли (*Финченко В.С., Пичхадзе К.М., Иванков А.А., 2008*), а также контролируемый спуск техногенного мусора с целью очистки околоземного космического пространства.



**рисунок 12.** Схема применения НТУ для возврата с орбит спутников или лабораторий с ценным оборудованием и результатами экспериментов

Заметим, что одной из проблемных задач, обеспечивающих возможность реализации технологии СА с НТУ, является определение конструкции системы гибкой теплозащиты, не препятствующей укладке НТУ в компактный объем и раскрытию в рабочее положение.

Принципиально эта задача решена: в НПО им. С.А. Лавочкина определена конструкция гибкой системы тепловой защиты НТУ спускаемого космического аппарата (Финченко В.С., Пичхадзе К.М., Алексашкин С.Н. и др., 2008; Финченко В.С., 2004) и имеется опыт её экспериментальной отработки (Землянский Б.А. и др., 2001; Finchenko V., 2004).

Также можно отметить, что работа российских специалистов над проектами спускаемых аппаратов с аэродинамическим экраном надувной конструкции, вероятно пробудила интерес к этой теме специалистов Европы и США, о чем свидетельствуют начавшие появляться с 2003 года соответствующие публикации в научных журналах и в Интернете.

Так, например, в 2003 году на 54-м Международном астронавтическом конгрессе в Бремене (Германия) специалистами фирмы «ОНВ-System AG» был сделан доклад (Detlef Wilde et al., 2003) о результатах работы над макетом НТУ проекта миссии EXOMARS

по доставке на поверхность Марса марсохода. Вес посадочного модуля составляет 450 кг. НТУ диаметром 3 м обеспечивает безопасную скорость посадки СА, в продолжение которой тепловая нагрузка не превысит  $300 \text{ кВт/м}^2$ .

В США также проявляется интерес к разработке СА с НТУ. Так, НАСА поручило Исследовательскому центру Лэнгли совместно с Аналитическим механическим обществом, фирмой «Дуглас» и другими партнёрами разработать макет для экспериментальной отработки технологии СА с НТУ в рамках проекта IRVE (Inflatable Re-Entry Vehicle Experiment) (Hughes Stephen J. et al., 2005; Moss James N. et al., 2006).

Специалисты США, как и российские, признают, что ЛЭ надувной конструкции обладают рядом преимуществ перед традиционными жесткими тормозными экранами: экономится объем под обтекателями РН для размещения КА, повышается массовая доля полезной нагрузки, доставляемой на поверхность по эквивалентной траектории спуска, практически нет ограничений габаритов НТУ и др.

Таким образом, использование трансформируемых спускаемых аппаратов нередко является единственным возможным вариантом реализации отдельных задач, в связи с чем необходима активизация работ в этом направлении космических технологий.

## список литературы

*Алексашкин С.Н., Иванков А.А., Финченко В.С.* Анализ температурного состояния надувного тормозного устройства по результатам лётно-конструкторских испытаний спускаемого аппарата «Демонстратор-2Р» для определения версии его нештатного полёта // Тепловые процессы в технике. 2009. Т. 1, № 6. С. 253-258.

*Алексашкин С.Н., Пичхадзе К.М., Финченко В.С.* Принципы проектирования спускаемых в атмосферах планет аппаратов с надувными тормозными устройствами // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2012. № 2. С. 4-11.

*Алексеев А.К., Финченко В.С., Павлов Г.А.* Аэротермодинамика пенетратора в атмосфере Марса // Космические исследования. 1996. Т. 34, № 1. С. 240-243.

*Аставин А.С., Ковалев В.С., Комаев Р.В., Мошнев А.А. и др.* Создание прецизионной конструкции крупногабаритного космического радиотелескопа // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2014. № 3. С. 91-95.

*Воронцов В.А.* Проектирование аэростатных зондов для исследования планет Солнечной системы: учеб. пособие / Под ред. К.М. Пичхадзе. М.: Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2008. С. 88.

*Землянский Б.А., Финченко В.С., Кнотько В.Б., Румынский А.Н. и др.* Расчетные и экспериментальные исследования в обеспечение выбора теплозащиты десантного модуля с надувным тормозным устройством при аэроторможении в атмосфере Венеры // Космонавтика и ракетостроение. 2001. № 23. С. 94-102.

*Карпенко С., Афанасьев И.* Первое плавание «Фрегата» // Новости космонавтики. 2000. Т. 10, № 4 (207). С. 24-29.

*Финченко В.С.* Аэротермодинамические исследования тепловой защиты надувных тормозных устройств спускаемых аппаратов // Полет. 2004. № 7. С. 56-60.

*Финченко В.С., Пичхадзе К.М.* Основы проектирования надувных космических конструкций // Проектирование автоматических космических аппаратов для фундаментальных научных исследований / Под ред. В.В. Ефанова, К.М. Пичхадзе. М.: Изд-во МАИ-ПРИНТ. 2012. С. 466-527.

*Финченко В.С., Пичхадзе К.М., Иванков А.А.* Способ доставки грузов с пилотируемых орбитальных станций на поверхность Земли // Патент РФ № 2381967. Приоритет 25 декабря 2008 г. Зарегистрировано в Государственном реестре изобретений РФ 20.02.2010 г.

*Финченко В.С., Пичхадзе К.М., Алексашкин С.Н., Поляков А.Б.* Гибкая система тепловой защиты

спускаемого космического аппарата // Патент РФ № 2383476. Приоритет 25 декабря 2008 г. Зарегистрировано в Государственном реестре изобретений РФ 10.03.2010 г.

*Хартов В.В.* Новый этап создания автоматических космических аппаратов для фундаментальных научных исследований // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2011. № 3. С. 3-10.

*Bogdanov V.V., Pichkhadze K.M., Rodimov R.Yu., Finchenko V.S.* On Algorithm and Experimental Development Results of Thermal Protection Cover for Flexible Inflatable Shells Using in Re-Entry Vehicles for Descent in Planetary Atmospheres // Proceeding of the 3-th International Conference on Experimental Fluid Mechanics, 3-6 June, 1997, Korolev, Russia. 1997. P. 34-38.

*Detlef Wilde, Matthias Taushe, Matthias Orth.* Inflatable Re-Entry Technologies – IRT // 54-th IAC, Bremen. 29.09–03.10.2003. IAC-03-U.2.a.03.

*Finchenko V.* Methodology of a Thermal Protection Design for the Descent Modules Inflatable Braking Device // Journ. Space Technology. 2004. V. 24, № 2-3. P. 149-155.

*Finchenko V.S., Pichkhadze K.M., Ivankov A.A., Voron N.K.* Inflatable Re-entry Technology for Manned Martian Mission // Proceeding of International Astronautical Federation–55<sup>th</sup> International Astronautical Congress, 2007, Vancouver. 2007. P. 2163-2169.

*Gordon Veal, Freeland Robert.* In-Step Inflatable Antenna Description // AIAA Paper. 1995. № 1193b.

*Hughes Stephen J., Dillman Robert A., Starr Brett R., Stephan Ryan A. et al.* Inflatable Re-Entry Vehicle Experiment (IRVE) Design Overview // AIAA Paper. 2005. № 1636.

*Marraffa L., Finchenko V., Pichkhadze K., Kassing D. et al.* Inflatable Re-Entry Technologies: Flight Demonstration and Future Prospects // ESA Bulletin. 2000. 103, August. P. 78-85.

*Moss James N., Glass Christopher E., Hollis Brian R., Van Norman John W.* Low-Density Aerodynamics of the Inflatable Re-entry Vehicle Experiment (IRVE) // AIAA Paper. 2006. № 1189.

*Pichkhadze K.M., Rodimov R.Yu., Terterashvili A.V., Finchenko V.S. et al.* Experimental Checking of Martian Penetrator Design Parameters with Using of the Ground Development Equipments // Proceeding of the 3-th International Conference on Experimental Fluid Mechanics, 3-6 June, 1997, Korolev, Russia. 1997. P. 197-202.

*Статья поступила в редакцию 02.12.2014 г.*

## РЕШЕНИЕ ЗАДАЧИ ЗАТУХАНИЯ УДАРНОЙ ВОЛНЫ В ПРЕГРАДЕ ПРИ КОНТАКТНОМ ВЗРЫВЕ ЗАРЯДА ВЫСОКОЭНЕРГЕТИЧЕСКОГО МАТЕРИАЛА

## SOLUTION OF TASK OF THE SHOCK WAVE ATTENUATION IN AN OBSTACLE DURING CONTACT EXPLOSION OF HIGH-ENERGY MATERIAL CHARGE



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



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



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

*В статье рассмотрена задача оценки затухания ударной волны в преграде при взрыве на её поверхности заряда высокоэнергетического материала (взрывчатого вещества) и предложен алгоритм решения её с использованием общепризнанных в физике взрыва аналитических и полуэмпирических зависимостей.*

*Ключевые слова: заряд; высокоэнергетический материал (взрывчатое вещество); ударная волна; детонация.*

При истечении продуктов детонации (ПД) в какую-либо среду в последней всегда образуется ударная волна (УВ), а по продуктам детонации начинает распространяться либо отраженная УВ, либо волна разрежения – в зависимости от скачка давления на границе раздела «ПД – среда», т.е. от отношения  $\pi = p_x / p_H$  (здесь  $p_H$  – давление на фронте детонационной волны;  $p_x$  – начальное давление на фронте УВ, образующейся в среде) (Физика взрыва, 2002; Чельшев В.П., 1981; Орленко Л.П., 1964; Физика быстропотекающих процессов, 1971). Если  $\pi > 1$ , то по продуктам

*The article covers a task of assessment of the shock wave attenuation in an obstacle at the explosion of high-energy material (explosive) charge on its surface and an algorithm of its solution is proposed using analytical and semiempirical dependencies universally recognized in explosion physics.*

*Key words: charge; high-energy material (explosive); shock wave; detonation.*

детонации пойдет отраженная УВ, если же  $\pi < 1$ , то в продуктах детонации возникает волна разрежения.

При любом режиме истечения на границе раздела выполняются условия неразрывности среды, в силу которых давления и массовые скорости на границе раздела двух сред должны быть одинаковыми в обеих средах. Для расчета начальных параметров волн на границе раздела «ПД – среда» можно воспользоваться зависимостями для ударной волны (или волны разрежения) в ПД и зависимостями для ударной волны в среде, граничащей с детонирующим зарядом,

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

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

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

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

т.е. в преграде. Для случая  $\pi < 1$  начальные параметры УВ в среде, в которую истекают ПД, при известном уравнении состояния этой среды полностью определяются уравнениями:

$$u_x = \frac{D}{n+1} \left\{ 1 + \frac{2n}{n-1} \left[ 1 - \left( \frac{p_x}{p_H} \right)^{\frac{n-1}{2n}} \right] \right\} \quad (1)$$

для ПД

$$\text{и } u_x = \sqrt{(p_x - p_{0c})(v_{0c} - v_x)} \quad (2)$$

для среды.

Здесь  $u_x$  – скорость перемещения границы раздела в начальный момент времени;

$D$  – скорость детонации взрывчатого вещества (ВВ);

$n$  – показатель изоэнтропы ПД ( $n \approx 3$ );

$p_{0c}$  – начальное давление в невозмущенной среде;

$v_{0c}$ ,  $v_x$  – удельные объемы среды перед и за фронтом УВ соответственно (здесь и далее индекс «с» относится к параметрам среды).

Следует отметить, что при расчете начальных параметров УВ в воздухе или ином газе, а также в вакууме пользоваться зависимостью (1), строго говоря, нельзя. Это объясняется тем, что при давлениях, меньших 2–3 ГПа, показатель  $n$  изоэнтропы для ПД нельзя считать постоянным и равным трем, как это было сделано при выводе формулы (1). Такое допущение справедливо лишь в том случае, если разница между  $p_x$  и  $p_H$  не превосходит двух-трех порядков. Этот случай реализуется в достаточно плотных средах (вода, грунт, полимеры и т.п.). Для этих сред уравнение (1) характеризует процесс истечения ПД с удовлетворительной точностью.

При  $\pi > 1$  начальные параметры УВ в среде, в которую истекают ПД, при известном законе сжимаемости данной среды однозначно определяются уравнением

$$u_x = \frac{D}{n+1} \left[ 1 - \sqrt{2n} \frac{\pi - 1}{\sqrt{(n+1)\pi + (n-1)}} \right] \quad (3)$$

для ПД и уравнением (2) – для среды.

В реальных случаях  $p_{0c} \ll p_x$ , поэтому уравнение (2) можно записать в форме

$$u_x = \sqrt{p_x(v_{0c} - v_x)}. \quad (4)$$

Практически режим, при котором  $\pi > 1$ , реализуется при прямом набегании детонационной волны на поверхность металлов и их сплавов.

Таким образом, для определения начальных параметров УВ на границе раздела «ПД – среда» необходимо знать закон ударной сжимаемости среды и решить его совместно с уравнениями (1) и (4) или (3) и (4) в зависимости от природы среды.

В первом приближении уравнение состояния вещества при ударном сжатии можно записать в виде (Физика взрыва, 2002; Орленко Л.П., 1964; Ударные волны и экстремальные состояния вещества, 2000)

$$p = -\frac{dE_v}{dv} + \gamma \frac{E_T}{v}, \quad (5)$$

где  $E_v$ ,  $E_T$  – упругая и тепловая части внутренней энергии вещества соответственно;

$\gamma$  – коэффициент Грюнайзена, равный отношению теплового давления  $p_T$  к плотности тепловой энергии  $E_T/v$ .

Задача по определению уравнения состояния твердого тела при ударном сжатии сводится, таким образом, к экспериментальному определению кривой «холодного» сжатия  $p_y(v)$  (здесь  $p_y$  – упругая часть полного давления) и отысканию коэффициента Грюнайзена  $\gamma(v)$ . Система уравнений

$$p = p_y + \frac{\gamma c_v}{v} \left( \frac{E_0}{c_v} + T - T_0 \right); \quad (6)$$

$$\frac{p}{2}(v_0 - v) = (T - T_0) + \int_{v_0}^v p_\delta(v) dv, \quad (7)$$

где  $c_v$  – удельная теплоемкость вещества;

$v_0$ ,  $v_{0x}$  – начальный удельный объем при ударном сжатии и при «холодном» сжатии вещества соответственно;

$T$ ,  $T_0$  – текущая и начальная температура вещества соответственно, устанавливает однозначную связь между параметрами состояния вещества ( $p$ ,  $v$  и  $T$ ) при его ударном сжатии до давлений в несколько сотен тысяч атмосфер.

Однако для инженерных расчетов уравнение ударной адиабаты, записанное в форме (6), (7), неудобно, так как функция  $\gamma(v)$ , вообще говоря, достаточно сложна. Поэтому на практике при определении начальных параметров ударных волн в плотных средах часто используют законы ударной сжимаемости, построенные по экспериментальным данным (Котомин А.А., Душенок С.А., Ефанов В.В. и др., 2010; Котомин А.А., Широкова Н.П., Душенок С.А. и др., 2010).

Наиболее употребительны следующие формы записи закона ударной сжимаемости плотных преград:

$$D = a + \lambda u; \quad (8)$$

$$p = B \left( \frac{\rho}{\rho_0} \right)^q + C; \quad (9)$$

$$p = A \left[ \left( \frac{\rho}{\rho_0} \right)^m - 1 \right], \quad (10)$$

где  $D$  – скорость ударной волны;

$a$  – величина, близкая к начальной скорости звука в материале преграды;

$\lambda$ ,  $A$ ,  $B$ ,  $C$ ,  $q$ ,  $m$  – константы, определяемые опытным путем.

## РЕШЕНИЕ ЗАДАЧИ ЗАТУХАНИЯ УДАРНОЙ ВОЛНЫ В ПРЕГРАДЕ ПРИ КОНТАКТНОМ ВЗРЫВЕ ЗАРЯДА ВЫСОКОЭНЕРГЕТИЧЕСКОГО МАТЕРИАЛА

При использовании этих уравнений необходимо учитывать, что многие вещества при тех или иных давлениях испытывают полиморфные превращения. Например, железо при давлении  $p \approx 13$  ГПа переходит из  $\alpha$ -модификации в  $\gamma$ -модификацию. У алюминия линейная область  $D$ ,  $u$ -зависимостей ограничена при  $p \approx 200$  ГПа электронным переходом, вызывающим изгиб адиабаты; у меди и железа при  $p = 450 \div 500$  ГПа наблюдается плавное изменение наклона  $D$ ,  $u$ -зависимостей из-за уменьшения при высоких температурах ударного сжатия коэффициента Грюнайтзена (Альтшулер Л.В., Чекин Б.С., 1974).

Хотя закон ударной сжимаемости, записанный в форме (9), является более «гибким», так как содержит три опытных коэффициента, тем не менее и уравнение (10), которое носит имя Тэта, по крайней мере применительно к металлам, достаточно точно аппроксимирует экспериментальные данные.

Строго говоря,  $A$  и  $m$  в уравнении Тэта – параметры сжимаемости среды, зависящие от интенсивности УВ. Однако для таких сред, как металлы, пластмассы, вода и т.п., в области давлений до 100 гигапаскалей в первом приближении можно считать  $A = \text{const}$  и  $m = \text{const}$ .

Используя (10), формулу (4) можно записать в виде

$$u_x = \sqrt{\frac{P_x}{\rho_{0c}} \left[ 1 - \left( 1 + \frac{P_x}{A} \right)^{-1/m} \right]}. \quad (11)$$

Следовательно, система уравнений (3) и (11) полностью определяет решение задачи о начальных параметрах ударной волны, возникающей в преграде при отражении продуктов детонации.

Задача об изменении давления на границе раздела «ПД – преграда» во времени для одномерного истечения ПД решена В.П. Челышевым и Б.И. Шехтером (Физика взрыва, 2002; Челышев В.П., 1981; Челышев В.П. и др., 1970). Приближенное аналитическое решение ее сводится к уравнению вида

$$\frac{P}{P_i} = \frac{64 \left( \frac{l}{Dt} \right)^3 (1 - \omega_x)^3}{\left\{ 1 - \omega_x \left[ 1 - \left( \frac{l}{Dt} \right)^{\beta-1} \right] \right\}^{\frac{3\beta}{\beta-1}}}, \quad (12)$$

где  $l$  – длина заряда ВВ;

$t$  – время, отсчитываемое с момента инициирования детонации (выход фронта детонационной волны на границу раздела происходит в момент  $t_0 = \frac{l}{D}$ );

$$\omega_x = \frac{u_x}{D};$$

$\beta$  – константа, характеризующая акустическую жесткость ( $\rho_{oc} \cdot c_{oc}$ ) материала преграды,  $\beta = 1 + 0,02(\rho_{oc} c_{oc})^{0,24}$ .

С точки зрения практики, большую ценность представляет связь давления на контактной поверхности

не со временем  $t$ , а с координатой  $x$  фронта УВ, ушедшей от начальной границы раздела.

Воспользуемся гипотезой о постоянстве давления в зоне сжатия ударной волны. Она предполагает, что в любой момент времени давление на фронте УВ равно давлению на границе раздела. В реальных же условиях в зоне сжатия ударной волны имеет место не П-образный, а монотонно убывающий профиль давления. Гипотеза позволяет рассчитать, как будет показано ниже, минимальные давления на внешней поверхности преграды при контактном взрыве заряда ВВ или, что то же самое, максимально возможный темп спада давления на фронте ударной волны.

Решить поставленную задачу можно следующим образом.

1. Для выбранной пары «ВВ – преграда» совместным решением уравнений (3) и (11) рассчитывают начальные параметры ( $p_x$  и  $u_x$ ) на границе раздела «ПД – преграда» и определяют безразмерную начальную скорость границы раздела  $\omega_u = \frac{u_x}{D}$ .

2. В момент выхода фронта детонационной волны на поверхность преграды ( $t_0 = \frac{l}{D}$ ;  $p = p_x$ ) зависимость (12) имеет вид

$$\frac{p_x}{p_H} = \frac{64}{27} (1 - \omega_x)^3. \quad (13)$$

Используя соотношения (12) и (13) строят зависимость  $\frac{p}{p_x} \left( \frac{t}{l/D} \right)$  вида

$$\frac{p}{p_x} = \frac{\left( \frac{l}{Dt} \right)^3}{\left\{ 1 - \omega_x \left[ 1 - \left( \frac{l}{Dt} \right)^{\beta-1} \right] \right\}^{\frac{3\beta}{\beta-1}}}. \quad (14)$$

3. Зная закон ударной сжимаемости материала преграды в виде (8), получают зависимости  $D(p)$  и  $\frac{D}{D} \left( \frac{p}{p_x} \right)$ .

4. Для фронта ударной волны в преграде  $dx = D(t) dt$ . (15)

Интегрируя уравнение (15), получают

$$\int_l^x dx = \int_{t_0}^t D(t) dt. \quad (16)$$

Так как,  $\int_l^t dx = x - l = \delta$ , то выражение (16) примет вид

$$\delta = \int_{t_0}^t D(t) dt. \quad (17)$$

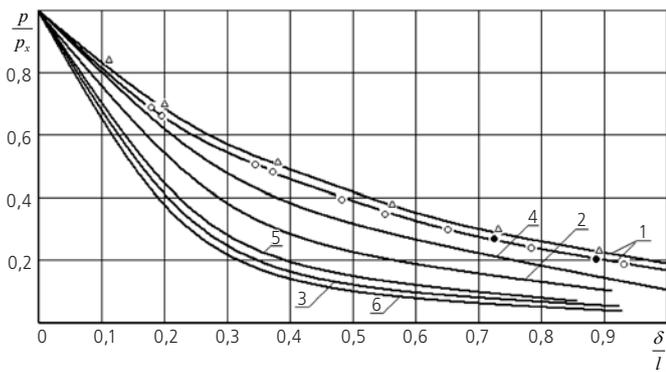
Здесь  $\delta$  – путь, пройденный фронтом волны сжатия по преграде к моменту времени  $(t - t_0)$ .

Поделив обе части равенства (17) на длину  $l$  заряда ВВ, получают

$$\frac{\delta}{l} = \frac{1}{l} \int_{t_0}^t D(t) dt = \int_{t_0}^t \frac{D}{D} d\left(\frac{t}{l/D}\right). \quad (18)$$

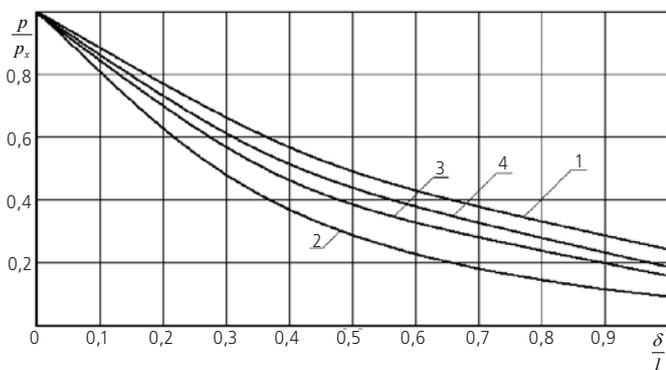
Используя зависимости  $\frac{p}{p_x}\left(\frac{t}{l/D}\right)$  и  $\frac{D}{D}\left(\frac{p}{p_x}\right)$ , находят функцию  $\frac{D}{D}\left(\frac{t}{l/D}\right)$ , и интеграл  $\int_{t_0}^t \frac{D}{D} d\left(\frac{t}{l/D}\right)$  берут численно. В результате получают зависимость  $\frac{\delta}{l}\left(\frac{t}{l/D}\right)$  координаты фронта УВ на функции безразмерного времени  $\frac{t}{l/D}$ .

5. Используя зависимости  $\frac{p}{p_x}\left(\frac{t}{l/D}\right)$  и  $\left(\frac{t}{l/D}\right)$ , строят функцию  $\frac{p}{p_x}\left(\frac{\delta}{l}\right)$ , характеризующую закон затухания ударной волны в преграде при контактном взрыве заряда ВВ по мере удаления ударной волны от границы раздела «ВВ – преграда».



**1** – алюминий; **2** – медь; **3** – свинец; **4** – титан; **5** – платина; **6** – золото;  
 -o- ВВ – гексоген ( $\rho_g=1,73 \cdot 10^3$  кг/м<sup>3</sup>);  
 -•- ВВ – гексоген ( $\rho_g=1,25 \cdot 10^3$  кг/м<sup>3</sup>);  
 -Δ- ВВ – ТНТ ( $\rho_g=1,6 \cdot 10^3$  кг/м<sup>3</sup>).

**рисунок 1.** Зависимость для  $\frac{p}{p_x}\left(\frac{\delta}{l}\right)$  металлических преград



**1** – полиэтилен; **2** – фторопласт-4; **3** – поливинилхлорид; **4** – полиметилметакрилат; ВВ – гексоген  $\rho_g=1,73 \cdot 10^3$  кг/м<sup>3</sup>.

**рисунок 2.** Зависимость  $\frac{p}{p_x}\left(\frac{\delta}{l}\right)$  для неметаллических преград

На рисунках 1 и 2 представлены зависимости  $\frac{p}{p_x}\left(\frac{\delta}{l}\right)$  для различных комбинаций ВВ (гексоген плотностью  $1,25 \cdot 10^3$  кг/м<sup>3</sup> и  $1,73 \cdot 10^3$  кг/м<sup>3</sup>; ТНТ плотностью  $1,60 \cdot 10^3$  кг/м<sup>3</sup>) плюс преграда металлическая (алюминий, медь, свинец, платина, титан, золото) или полимерная (полиметилметакрилат, полиэтилен, фторопласт-4, поливинилхлорид), рассчитанные по схеме, описанной выше.

Из рассмотрения кривых видно, что закон затухания ударной волны в преграде при контактном взрыве заряда ВВ практически не зависит от природы ВВ (кривые  $\frac{p}{p_x}\left(\frac{\delta}{l}\right)$  для комбинаций гексоген ( $\rho_g=1,25 \cdot 10^3$  кг/м<sup>3</sup>)+Al; гексоген ( $\rho_g=1,73 \cdot 10^3$  кг/м<sup>3</sup>)+Al и ТНТ ( $\rho_g=1,60 \cdot 10^3$  кг/м<sup>3</sup>)+Al практически совпадают), а зависит лишь от материала преграды.

Анализ рисунков 1 и 2 показывает, что кривые могут быть с достаточной точностью аппроксимированы уравнением вида

$$\frac{p}{p_x} = \exp\left[-a\left(\frac{\delta}{l}\right)^b\right],$$

где  $a, b$  – константы, которые можно рассматривать в качестве определенных характеристик материала преграды.

Значения констант  $a$  и  $b$  для указанных выше металлов и полимеров представлены в таблице.

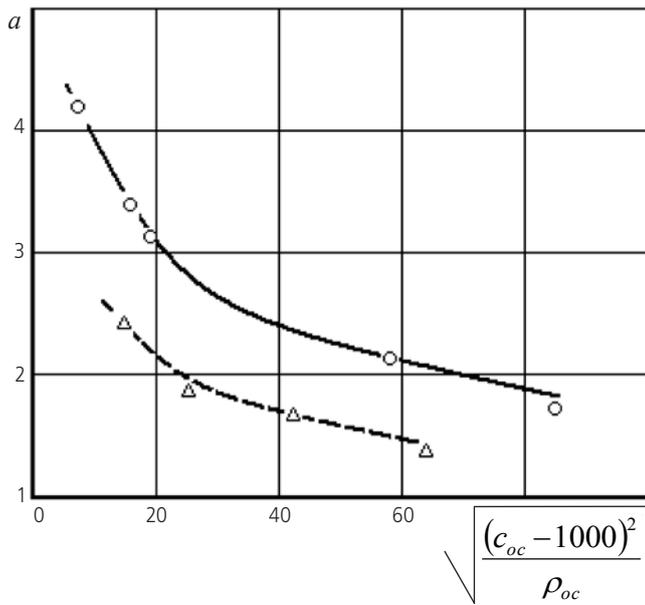
**таблица** – Значения констант  $a$  и  $b$  уравнения, аппроксимирующего закон затухания УВ в преграде при контактном взрыве заряда ВВ

материал преграды	$a$	$b$	$b_{cp}$
алюминий	1,70	0,90	0,85
титан	2,12	0,88	
медь	2,66	0,87	
платина	3,18	0,81	
золото	3,51	0,83	
свинец	4,26	0,92	
полиэтилен	1,43	1,00	1,00
полиметилметакрилат	1,73	1,01	
поливинилхлорид	1,90	1,01	
фторопласт-4	2,41	1,00	

Оправданным оказалось предположение, что константа  $a$  является функцией скорости  $c_{oc}$  звука в материале преграды и его плотности  $\rho_{oc}$ .

На рисунке 3 представлены графики зависимостей  $a(c_{oc}; \rho_{oc})$  для металлов и полимеров ( $[c_{oc}] = \text{м/с}$ ;  $[\rho_{oc}] = \text{кг/м}^3$ ).

**РЕШЕНИЕ ЗАДАЧИ ЗАТУХАНИЯ УДАРНОЙ ВОЛНЫ В ПРЕГРАДЕ  
ПРИ КОНТАКТНОМ ВЗРЫВЕ ЗАРЯДА ВЫСОКОЭНЕРГЕТИЧЕСКОГО МАТЕРИАЛА**



-○- – металлы; -Δ- – полимерные материалы.

**рисунок 3.** Зависимость  $a(c_{oc}, \rho_{oc})$  для металлических и неметаллических преград

Несложно представить себе, что эти кривые могут быть аппроксимированы уравнением вида

$$a = d \left[ \frac{(c_{oc} - 1000)^2}{\rho_{oc}} \right]^{-k},$$

где  $d, k$  – константы.

При этом для металлов  $d=9,50$ ;  $k=0,185$ , для полимеров  $d=6,35$ ;  $k=0,175$ .

Из рассмотрения данных таблицы видно, что параметр  $b$  для всех исследованных полимеров один и тот же и равен 1,00; для металлов он изменяется в пределах  $0,81 \leq b \leq 0,92$ , поэтому для инженерных расчетов с достаточной точностью (с максимальной ошибкой в 8%) можно считать, что параметр  $b$  для всех металлов равен 0,85.

Таким образом, закон затухания ударной волны в преграде при контактном взрыве заряда ВВ может быть представлен эмпирической зависимостью

$$\frac{p}{p_x} = \exp \left[ -a \left( \frac{\delta}{l} \right)^b \right], \quad (19)$$

где  $a = 9,50 \left[ \frac{(c_{oc} - 1000)^2}{\rho_{oc}} \right]^{-0,185}$ ;  $b = 0,85$  – для металлов;  $a = 6,35 \left[ \frac{(c_{oc} - 1000)^2}{\rho_{oc}} \right]^{-0,175}$ ;  $b = 1,00$  – для полимеров.

На основании изложенного можно сделать вывод о том, что разработана схема оценки закона затухания ударной волны в преграде по мере удаления ее от границы раздела «ВВ – преграда». В основу заложена гипотеза о постоянстве давления

в зоне сжатия УВ, в результате чего полученные зависимости закона затухания УВ характеризуют не реальные, а минимальные давления на внешней поверхности преград, или, что то же самое, максимально возможный темп спада давления. Показано, что закон затухания УВ практически не зависит от природы ВВ, а определяется лишь характеристиками материала преграды. Произведена аппроксимация закона затухания, найдена связь констант аппроксимирующего уравнения с характеристиками материалов преград. В первом приближении закон может быть применен для оценки затухания УВ в элементах конструкций летательных аппаратов (ракет, космических аппаратов, станций, разгонных блоков и т.д.) при срабатывании в непосредственной близости от них средств пиротехники с детонирующим снаряжением.

**список литературы**

Альтшулер Л.В., Чекин Б.С. Метрология высоких импульсных давлений // Доклады I Всесоюзного симпозиума по импульсным давлениям. Т. 1. М., 1974. С. 41-46.

Котомин А.А., Душенок С.А., Ефанов В.В. и др. Критические диаметры детонации взрывчатых материалов, используемых в системах разделения космических аппаратов // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2010. № 1. С. 24-31.

Котомин А.А., Широкова Н.П., Душенок С.А. и др. Давление детонации зарядов взрывчатых веществ, применяемых в системах разделения космических аппаратов // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2010. № 3. С. 27-35.

Орленко Л.П. Поведение материалов при интенсивных динамических нагрузках. М.: Машиностроение, 1964. 168 с.

Ударные волны и экстремальные состояния вещества / Под ред. В.Е. Фортова, Л.В. Альтшулера, Р.Ф. Трунина, А.Н. Фунтикова. М.: Наука, 2000. 425 с.

Физика быстропотекающих процессов / Перевод под ред. Н.А. Златина. Т. 2. М.: Мир, 1971. 519 с.

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

Чельшев В.П. Основы теории взрыва и горения. Ч.1: Основы теории взрыва. Учебн. пособие. М.: Министерство обороны СССР, 1981. 212 с.

Чельшев В.П., Шехтер Б.И., Шушко Л.А. // Физика горения и взрыва. 1970. № 2.

Статья поступила в редакцию 16.03.2015 г.

## ГЕОМЕТРИЯ КОСМИЧЕСКОГО РАДИОЛОКАЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ ПО ТЕХНОЛОГИИ СИНТЕЗИРОВАННОЙ АПЕРТУРЫ И КООРДИНАТНАЯ ПРИВЯЗКА ПОЛУЧЕННЫХ ИЗОБРАЖЕНИЙ



**А.Е. Евграфов<sup>1</sup>,**  
*eae@laspace.ru;*  
**A.E. Evgrafov**

*Рассмотрена геометрическая схема космического радиолокационного зондирования Земли по технологии синтеза апертуры. Дается алгоритм определения координат опорной точки синтезированного радиолокационного изображения в системе геоцентрической прямоугольной связанной системы координат. Показано, что точность привязки в основном определяется точностью знания координат носителя РЛС.*

*Ключевые слова:*

*дистанционное зондирование Земли;  
 радиолокация с синтезированной апертурой;  
 радиолокационный интерферометр.*

### **ВВЕДЕНИЕ**

К настоящему времени космическое радиолокационное зондирование по технологии синтезированной апертуры (РСА) по своей разрешающей способности практически сравнялось с возможностями оптического наблюдения. Наряду с очевидными преимуществами всепогодных детальных наблюдений радиолокационное зондирование способно обеспечивать высокую точность координатной привязки полученных изображений, подчас превосходящую достижимую оптическими средствами. В частности, именно такая точность при-

## GEOMETRY OF THE EARTH SOUNDING BY SPACE RADAR USING SYNTHETIC APERTURE TECHNOLOGY AND GEOLOCATION OF THE ACQUIRED IMAGES



**В.Г. Польш<sup>1</sup>,**  
*кандидат технических наук,*  
*polvad@laspace.ru;*  
**V.G. Pol**

*Geometry layout of the Earth remote sensing by space radar using synthetic aperture technology is overviewed. The algorithm of reference point coordinate determination of synthetic radar images in geocentric rectangular coupled coordinate system is presented. It is shown that geolocation accuracy is mainly determined by accuracy of the radar carrier coordinates knowledge.*

*Key words:*

*the Earth remote sensing;  
 synthetic aperture radar;  
 radar interferometer.*

вязки требуется в случае использования технологии РСА для проведения геодезических съемок земной поверхности при радиолокационном определении рельефа наблюдаемой поверхности. Наконец, при получении высококачественных изображений технология РСА, как основанная на использовании координатного описания кинематики относительного движения радиолокационной станции (РЛС) и наблюдаемого объекта, не требует сложных вспомогательных средств высокоточного определения угловых координат.

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

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

Однако корректному описанию координатной привязки радиолокационных изображений (РЛИ) в специальной литературе уделяется недостаточно внимания, работ такого плана даже для более простого случая авиационной съемки мало (Реутов А.П. и др., 1970; Горяинов В.Т. и др., 1988), а детальность анализа проблемы оставляет желать лучшего. Применительно к космическому базированию РСА ситуация аналогична (Занин К.А., 2013; Самойлов С.Ю., 2011), при том в основу полагаются весьма упрощенные модели.

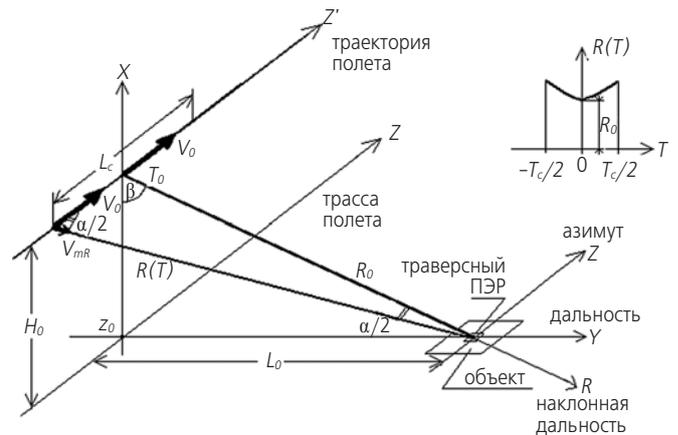
Сегодня практика разработки космических РСА нуждается в исследованиях и методических проработках, пригодных для использования в процессе рабочего проектирования конкретных систем. Реализация технологии РСА в космическом варианте представляет собой сложную и междисциплинарную задачу, требующую системного объединения двух весьма разных областей техники – классической теоретической радиотехники и экспериментальной космической баллистики. Первая однозначно указывает схему реализации технологии синтезированной апертуры, а вторая диктует обязательные условия, соблюдение которых позволяет получить нужный результат. К сожалению, доступная литература, освещающая эти моменты, сегодня практически отсутствует. Это обстоятельство привело к появлению настоящей работы, имеющей целью продемонстрировать существо и нетривиальную особенность технологии РСА на примере решения задачи координатной привязки синтезируемого изображения, получаемого с космической орбиты КА.

Ниже мы напомним сначала основные принципы технологии РСА, реализуемой в авиационных приложениях. Далее кратко очертим специфику реализации технологии РСА при космических наблюдениях с околоземной низковысотной орбиты и опишем алгоритм привязки РЛИ к глобальной системе координат, в которой работает комплекс космического наблюдения. В заключение сформулируем рекомендации по использованию полученных результатов в рабочем проектировании реальной системы космического радиолокационного зондирования Земли.

## 1. Схема синтеза радиолокационного изображения

Рассмотрим классическую геометрию схемы синтеза РЛИ, в которой радиолокатор совершает полет над поверхностью земли по прямой с постоянной скоростью  $V_0$ , и притом на неизменной высоте  $H_0$  (рисунок 1). Радиолокационное изображение поверхности можно рассматривать как простую сумму плотных сомкнутых всех ПЭР (или, иначе, пикселей) составляющих в совокупности РЛИ. Выберем из пикселей

один, удаленный от следа траектории по траверсу на расстояние  $L_0$  и для определенности будем называть его далее траверсным. Рассмотрим участок траектории длительностью  $L_c$ , середина которого находится в плоскости (XY), перпендикулярной траектории и включающей траверсный ПЭР. Отметим, что вектор скорости РЛС служит нормалью траверсной плоскости (XY). Пусть РЛС находится в плоскости (XY) и излучает зондирующий импульсный периодический радиосигнал. На практике длительность импульса выбирают по особым соображениям, и она значительно превышает заданную разрешающую способность по координате наклонная дальность.



**рисунок 1.** Базовая схема синтеза

В технологии РСА используются зондирующие радиосигналы, обладающие фазовой (или сопряженной с ней частотной) модуляцией. В радиотехнике такие сигналы называются сложными (Гоноровский И.С., 1986), и их длительность во времени может быть существенно сокращена. Согласно теоретической радиотехнике, применение оптимальной обработки протяженного сложного сигнала позволяет сжать его до малой длительности (пикселя), определяемой законом модуляции. Алгоритм такой обработки есть свертка  $\Lambda(T)$  – скалярное произведение двух функций, а именно принятого сложного сигнала на его априорную идеальную (ожидаемую или, иначе, эталонную) копию. В литературе часто используют эквивалентную интерпретацию свертки как коррелятора или фильтра, оптимально выделяющих среди возможного множества принятых сигналов лишь один сигнал, совпадающий с эталоном. Важно подчеркнуть, что оптимальная обработка однозначно требует наличия эталона, известного заранее точно и притом независимо от приема реального сигнала. Результатом свертки является короткий радиоимпульс, несущая частота которого уже модуляции не имеет. Выбор конкретного закона модуляции позволяет получить свернутый радиоимпульс с заданной длительностью.

Именно таким образом в технологии синтезированной апертуры сначала выполняется обзор поверхности земли по координате наклонная дальность с одновременным определением расстояния от РЛС до каждого ПЭР. Импульсный зондирующий сигнал формируется как сложный и в ходе приема подвергается обработке, согласованной с модуляцией зондирующего сигнала. Результатом обработки служит свернутый короткий сигнал-пиксель. При этом заданное разрешение по наклонной дальности определяет закон модуляции зондирующего сигнала. Временная задержка пикселя, принятого после посылки зондирующего сигнала, измеренная в масштабе половинной скорости света  $t=c/2$ , дает удаление текущего траверсного ПЭР от РЛС. Длительность сжатого импульса сообщает первую характеристику траверсного ПЭР – размер его пикселя по наклонной дальности.

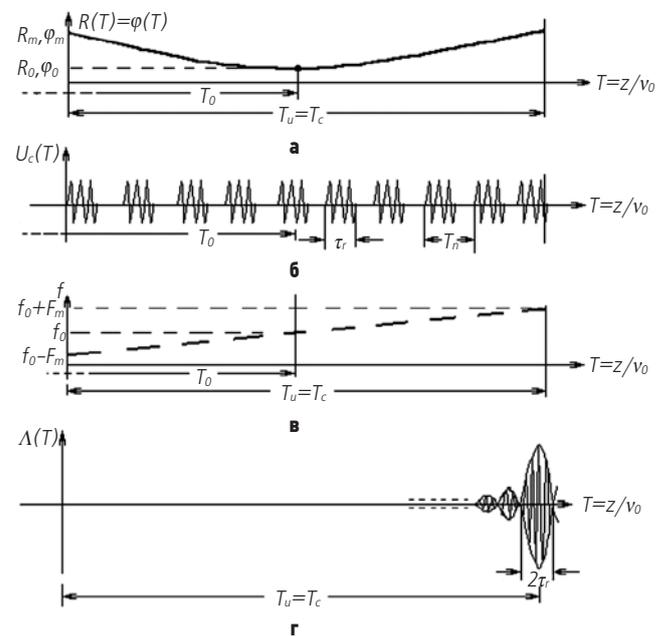
Прием сигналов от траверсных ПЭР, расположенных на различном удалении  $L_0$  и отраженных в одном периоде повторения зондирующего сигнала, дает обзор всех ПЭР по наклонной дальности. В результате формируется одна строка длительностей будущих двумерных элементов РЛИ по одной его оси, перпендикулярной к траектории полета РЛС. Так как обзор по дальности ведется в масштабе половинной скорости света  $c/2$ , то можно считать, что внутри одного периода повторения сигналов РЛС неподвижна. Поэтому формирование строки дальности ничем не отличается от классического случая радиолокации неподвижных целей.

Напротив, последующий обзор РЛИ по его второй оси принципиально основан на использовании движения РЛС относительно ПЭР, что уже требует пояснений. Рассмотрим радиолокатор, который по ходу полета на участке траектории  $L_c$  в течение многих периодов повторения излучает и принимает импульсные сигналы, отраженные от одного и того же траверсного ПЭР в течение интервала времени  $T_c$ . При этом имеется в виду ПЭР, который будет находиться на траверсе трассы полета РЛС в момент времени  $T_0$ , соответствующий середине интервала  $T_c$ . Радиосигнал, принятый от ПЭР, представленный функцией времени на интервале  $T_c$ , в технологии РСА называется траекторным. В течение времени приема этого сигнала радиолокатор производит измерение текущей наклонной дальности  $R$  до траверсного ПЭР, которое представляется функцией  $R(T)$ .

Эта функция времени связана со вполне определенным ПЭР и показана на врезке рисунка 1. Она представляет собой иррациональную функцию, которая является гиперболой. Характерной точкой привязки функции  $R(T)$  к шкале времени  $T$ , а также и к текущему пространственному положению носителя РЛС на траектории служит ее минимум  $R_0$  в момент времени

$T_0$ . Легко видеть, что функция  $R(T)$  полностью определяется векторами  $\vec{R}_0$ ,  $\vec{V}_0$ , а положение точки ее минимума в момент времени  $T_0$  однозначно определяет координаты РЛС. При этом рассматриваемая геометрическая схема (см. рисунок 1) показывает, что текущие координаты носителя РЛС в момент времени  $T_0$  определяют и координаты траверсного ПЭР.

Траекторный радиосигнал вследствие изменения наклонной дальности за счет эффекта Доплера приобретает частотную и фазовую модуляцию. Нетрудно показать, что в естественных безразмерных единицах измерения функции набега полной фазы несущей  $\varphi(T)/2\pi$  траекторного сигнала и текущей дальности  $R(T)/\lambda$  полностью совпадают (рисунок 2а). Так как ПЭР двумерен, то разрешение по второй координате (вдоль траектории РЛС) реализуется на втором этапе обработки по той же схеме оптимальной обработки (свертки), но согласованной уже не с единичным зондирующим сигналом, а с некоторым другим, новым и притом сложным сигналом. Теперь последний служит новым эталоном, он формируется в течение времени  $T_c$ , охватывающего множество периодов повторения зондирующих сигналов, и представляет собой последовательность (пачку) импульсов, отраженных от траверсного ПЭР, находящегося на удалении  $L_0$ .



**рисунок 2.** Траекторный сигнал, представленный как ЛЧМ-сигнал

Уточним, что эта пачка является результатом приема сигналов, отраженных от упомянутого ПЭР в течение времени  $T_c$  и уже прошедших согласованную обработку при обзоре по дальности. На рисунке 2б показана такая пачка импульсных сигналов, представляющих собой принятый траекторный сигнал. Вследствие изменения наклонной дальности во вре-

# ГЕОМЕТРИЯ КОСМИЧЕСКОГО РАДИОЛОКАЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ ПО ТЕХНОЛОГИИ СИНТЕЗИРОВАННОЙ АПЕРТУРЫ И КООРДИНАТНАЯ ПРИВЯЗКА ПОЛУЧЕННЫХ ИЗОБРАЖЕНИЙ

мени несущая частота каждого сжатого импульса в пачке приобретает свой доплеровский сдвиг. В результате сама пачка как целое становится новым сложным дискретным сигналом, имеющим приближенно линейную частотную модуляцию (рисунок 2в). Этот сформировавшийся сложный сигнал снова подвергается обработке, согласованной с его модуляцией. Итогом обработки повторно служит короткий свернутый импульс (рисунок 2г). Вновь полученный сжатый импульс сообщает вторую характеристику пикселя РЛИ, а именно его размер по координате азимута. Положение сжатого импульса на шкале времени  $T$  с поправкой на величину  $(-T_c/2)$  определяет точку минимума функции  $R(T)$  уже в масштабе скорости полета РЛС. Этот же минимум в момент времени  $T_0$  определяет точку на оси пространственных координат, параллельной линии полета носителя. В итоге двухэтапная согласованная обработка траекторного сигнала завершает формирование РЛИ одного траверсного ПЭР и дает его положение в системе координат  $(X, Y, Z; T)$ .

Все описанные операции должны повторяться для всех траверсных ПЭР, плотно заполняющих заданный участок наблюдаемой поверхности. Все сигналы, принятые за время наблюдения, образуют матрицу. Для одного текущего момента времени и периода повторения зондирующих сигналов прием отраженных сигналов и их сжатие формируют столбец этой матрицы, элементы которой сообщают длительности всех ПЭР, плотно заполняющих интервал дальностей. Периодический прием повторяющихся результатов обзора по дальности, производимых по ходу полета РЛС, заполняет строки матрицы и завершает ее наполнение. Затем все траекторные сигналы, принадлежащие каждому отдельному ПЭР, формируются выборкой соответствующих сигналов из матрицы элементов, и их свертка дает множество пикселей, составляющих РЛИ в целом.

## 2. Специфика реализации технологии РСА при космическом радиолокационном зондировании Земли

Переходя к рассмотрению специфики дистанционного зондирования с космической орбиты, казалось бы, геометрию синтеза радиолокационной съемки можно, по аналогии с классической, представить простой схемой, показанной на рисунке 3. Здесь полет КА как носителя РЛС представлен в геоцентрической прямоугольной связанной системе координат (ГПССК). Однако на деле такая схема оказывается слишком упрощенной.

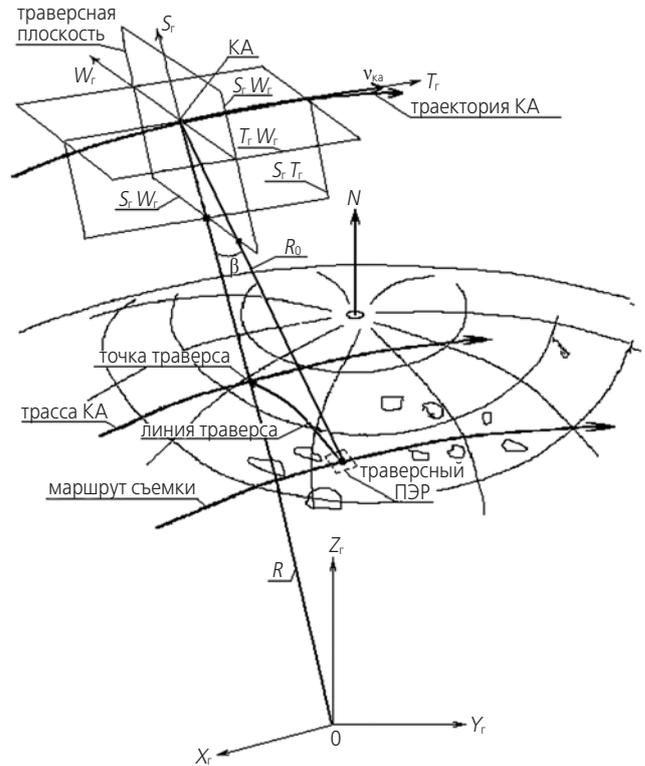


рисунок 3. Упрощенная схема синтеза при космическом наблюдении

Анализ синтеза РЛИ показывает (Кокорин В.И., Поль В.Г., 2007), что в космическом наблюдении элементы технологии РСА существенно модифицируются. В пояснение сказанного вспомним классическую схему синтеза, приведенную ранее на рисунке 1, и выделим ее основные компоненты. Прежде всего, это определенная траектория полета носителя РЛС над плоской Землей и система координат, в которой произведено ее описание. Далее, это – система координат, в которой задается положение всех элементов разрешения участка наблюдаемой поверхности. Затем как следующий компонент появляется функция  $R(T)$  и ее минимальное значение. Функция  $R(T)$  является основой эталона в алгоритме синтезирования ПЭР, и, в принципе, для синтеза каждого элемента разрешения РЛИ необходима своя, особая. Минимумы функций  $R(T)$  определяют места этих элементов в определенной системе координат.

Рассматривая перечисленные выше компоненты, можно видеть, что в классической геометрии синтеза траектория постулируется прямой и расположенной горизонтально над некоторым участком поверхности плоской Земли. Далее траектория, текущее положение РЛС и место траверсного ПЭР фактически по умолчанию отнесены к также некоторой условной общей координатной системе, причем явная связь с картографической основой реальной Земли отсутствует. Таким образом, эти компоненты формально и четко не определены, что для разработки программ-

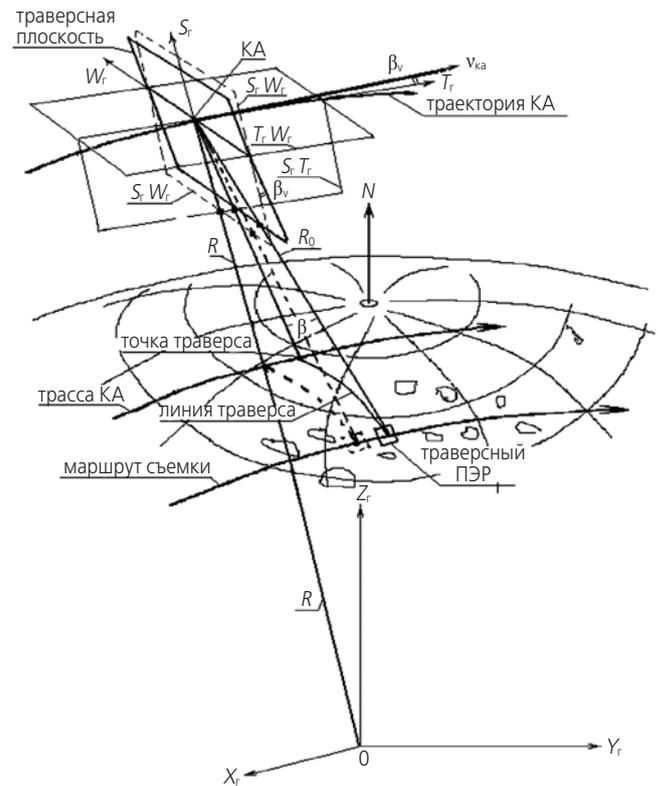
ного обеспечения синтеза РЛИ в строгих картографических приложениях совершенно необходимо.

Переход к случаю космического наблюдения с самого начала однозначно требует четкого формального определения указанных основных компонент. Прежде всего, понятно, что траектория носителя РСА принципиально не может быть прямолинейной, определяется баллистикой полета и должна конкретно описываться в глобальной ГПССК. Также очевидно, что положение парциальных элементов разрешения наблюдаемого участка поверхности отнюдь не плоской Земли необходимо задавать в этой же общей системе координат. Это прямо вытекает из необходимости формального определения функции  $R(T)$ . В задаче космической съемки речь всегда идет о поверхности Земли, описываемой в профессиональной картографической координатной основе (к тому же существующей и используемой в различных вариантах). Поэтому необходимо применять преобразования соответствующих географических или геодезических координат в ГПССК.

Далее, преимущества использования схемы относительного движения РЛС и наблюдаемого объекта приводят к использованию общей СК в конкретном уточненном варианте, а именно в виде системы координат, связанной с Землей (вращающейся или гринвичской – ГПССК). Использование ГПССК как общей координатной основы завершает обобщение классической схемы технологии РСА на случай космического зондирования и, что немаловажно, заметно упрощает расчет функции  $R(T)$ . Наконец, необходимо добавить, что текущие параметры полета КА, а следовательно, и участки траектории, на которых формируются траекторные сигналы, представляют собой динамически изменяющиеся величины и объекты. В результате основная часть алгоритма свертки, а именно эталон также становится функцией, динамически изменяющейся во времени. Следовательно, он должен в тех или иных пределах отслеживать колебания формы участков траектории носителя РСА.

Корректный учет всех указанных обстоятельств должен составлять неотъемлемую часть алгоритмов оптимальной обработки сигналов, принимаемых космической РЛС, аналогично другим случаям зондирования с орбиты (Ефанов В.В., Семункина В.И., 2008). В итоге, с учетом сказанного, реальная геометрия синтеза РЛИ при космическом наблюдении принимает вид, показанный на рисунке 4.

Прежде всего, необходимо учитывать, что вектор скорости реального КА совершает периодические колебания в основном в плоскости орбиты. Следовательно, в общем случае он не совпадает с плоскостью местного горизонта и составляет с ним угол  $\beta_v$ , но по-прежнему будет определять траверсную плоскость.



**рисунки 4.** Реальная геометрия синтеза изображения ПЭР

Соответственно, теперь радиус-вектор КА, определяя местную вертикаль и подспутниковую точку, уже почти всегда не будет совпадать с траверсной плоскостью. Это обстоятельство должно учитываться при разработке алгоритмов привязки координат траверсного ПЭР. Очевидно, что, в конечном счете, эти координаты должны определяться на поверхности Земли в некоторой картографической основе.

Известно, что при указании координат ПЭР уже нельзя считать Землю плоской и необходимо пользоваться некоторым условным описанием ее трехмерной фигуры. В геодезической практике обычно принимается ее приближение в виде сжатого эллипсоида вращения. Положение любых объектов на Земле было принято описывать на различных картах, составленных еще задолго до появления орбитальных полетов. Поэтому картографическая практика в различных государствах давно использовала свои собственные установившиеся референц-эллипсоиды и, следовательно, различные системы координат. В результате сегодня существует множество таких систем, и все они продолжают использоваться. С другой стороны, освоение околоземного космоса сразу потребовало глобального и единого описания Земли. В итоге в баллистико-навигационном обеспечении полетов КА закрепилось использование своего выделенного общеземного эллипсоида (ОЗЭ), который существует всего лишь в двух вариантах. Первый вариант принят

в России, второй применяют все остальные страны. К счастью, параметры обеих ОЗЭ весьма близки, и их отличиями (в координатной мере – менее 1 м) можно пренебрегать практически всегда.

Очевидно, что задачи съемки и синтез собственно РЛИ, с одной стороны, необходимо выполнять в единой исходной системе координат, которым является ОЗЭ. С другой стороны, требования потребителя иметь привычный вид результатов глобальной съемки приводят к необходимости решать задачу взаимного преобразования координат из системы ОЗЭ в другие геодезические системы применительно к различным частным случаям. При этом оказывается, что переход от системы ОЗЭ к другим референц-эллипсоидам аналитичен, весьма прост и не составляет никаких трудностей. Напротив, переход в обратном направлении выполняется численными итеративными процедурами и куда более трудоемок. Поэтому необходимые дополнительные картографические преобразования результатов съемки РЛИ к выходной форме продукции выполняются как дальнейшие самостоятельные и заключительные этапы.

Сегодня в нашей стране создавшееся положение закреплено Постановлением Правительства России № 568 от 28 июля 2000 г. «Об установлении единых государственных систем координат», в котором говорится:

«Установить следующие единые государственные системы координат:

- Система геодезических координат 1995 года (СК-95) – для использования при осуществлении геодезических и картографических работ, начиная с июля 2007;
- Геоцентрическая система координат «Параметры Земли 1999 года (ПЗ-90)» – для использования в целях геодезического обеспечения орбитальных полетов и решения навигационных задач».

Система СК-95 представляет собой геодезические координаты на эллипсоиде Красовского, полуоси которого подобраны так, чтобы наилучшим образом представлять лишь территорию СССР. В этих же целях его центр смещен относительно центра масс Земли. Напротив, система координат ПЗ-90 (и ее последние модификации) является, по определению, совсем другим общеземным эллипсоидом, который является носителем ГПССК и описан в ней (Галазин В.Ф. и др., 1998).

### **3. Алгоритм координатной привязки наблюдаемого РЛИ**

Конечной целью привязки является определение координат точек РЛИ, представленных в системе координат СК-95, как в системе отсчета конечного потребителя. В то же время синтез РЛИ, т.е. первичное

изображение наблюдаемой местности, создается в другой системе координат, а именно в системе ПЗ-90. Следовательно, в дальнейшем необходимо выполнить преобразование координат в направлении ПЗ-90→СК-95. Однако, в соответствии со сказанным выше, эта операция проста, никаких трудностей не представляет. Поэтому можно считать, что содержательной частью привязки является определение координат точек РЛИ в системе ПЗ-90 и здесь этим ограничиться.

Положим, что точка наблюдаемого объекта задана углом линии визирования в траверсной плоскости (как это показано на рисунке 4). Точная величина угла  $\beta$  критического значения не имеет и определяется лишь условием визирования точки, удобной для координатной привязки всей окружающей ее области. Тогда координаты этой точки как траверсного ПЭР определяются непосредственно в системе ПЗ-90 по известным текущим радиус-вектору КА  $\vec{x}_Г$ , вектору скорости  $\vec{v}_Г$  КА и полуосям общеземного эллипсоида  $a, b, c$ .

Процедура определения координат визируемого ПЭР<sub>i</sub> состоит из пяти следующих шагов:

1. Находим компоненты вектора  $\vec{w}_Г$  в осях ГПССК как результата векторного произведения радиус-вектора КА  $\vec{x}_Г$  на вектор скорости  $\vec{v}_Г$ :  $\vec{w}_Г = \vec{x}_Г \times \vec{v}_Г$ . Эти компоненты:

$$W_y = Z_{ка} \cdot V_{КАx} - X_{ка} \cdot V_{КАz};$$

$$W_z = Z_{ка} \cdot V_{КАx} - X_{ка} \cdot V_{КАz};$$

$$W_x = X_{ка} \cdot V_{КАy} - Y_{ка} \cdot V_{КАx}.$$

Дополнительно находим норму вектора  $\vec{w}_Г$  как  $|\vec{w}_Г| = \sqrt{w_x^2 + w_y^2 + w_z^2}$  и его направляющие косинусы:  $\cos \alpha_w = w_x / |\vec{w}_Г|$ ;  $\cos \beta_w = w_y / |\vec{w}_Г|$ ;  $\cos \gamma_w = w_z / |\vec{w}_Г|$ .

2. Находим компоненты вектора  $\vec{s}_Г = \vec{w}_Г \times \vec{v}_Г$ , направленного от КА к точке траверса на трассе КА, его норму и направляющие косинусы:

$$S_x = W_y \cdot V_{КАz} - W_z \cdot V_{КАy};$$

$$S_y = W_z \cdot V_{КАx} - W_x \cdot V_{КАz};$$

$$S_z = W_x \cdot V_{КАy} - W_y \cdot V_{КАx};$$

$|\vec{s}_Г| = \sqrt{s_x^2 + s_y^2 + s_z^2}$ ,  $\cos \alpha_s = s_x / |\vec{s}_Г|$ ;  $\cos \beta_s = s_y / |\vec{s}_Г|$ ,  $\cos \gamma_s = s_z / |\vec{s}_Г|$ .

3. Находим направляющие косинусы вектора линии визирования  $\vec{R}_0$  поворотом осей  $w_r, s_r$ , в траверсной плоскости на угол  $\beta$ :

$$\cos \alpha_r = \cos \alpha_s \cdot \cos \beta + \cos \alpha_w \cdot \sin \beta;$$

$$\cos \beta_r = \cos \beta_s \cdot \cos \beta + \cos \beta_w \cdot \sin \beta;$$

$$\cos \gamma_r = \cos \gamma_s \cdot \cos \beta + \cos \gamma_w \cdot \sin \beta,$$

здесь углы  $\alpha_r, \beta_r, \gamma_r$  определены в ГПССК.

4. Определяем наклонную дальность  $R_0$  точки пересечения линии визирования с поверхностью ОЗЭ (т.е. ПЗ-90), заданной уравнением эллипсоида:  $x^2/a^2+y^2/b^2+z^2/c^2=1$ .

Так как прямая линия визирования, заданная параметрически в ГПССК с параметром  $R_0$ , проходящая через точку  $x_{ка}, y_{ка}, z_{ка}$ , записывается тремя уравнениями

$$x=x_{ка}+R_0\cos\alpha_r;$$

$$y=y_{ка}+R_0\cos\beta_r;$$

$$z=z_{ка}+R_0\cos\gamma_r,$$

то ее точка пересечения с поверхностью ОЗЭ есть координаты  $x_0, y_0, z_0$ , определяемые подстановкой записи линии в параметрической форме с параметром  $R_0$  в уравнение ОЗЭ. В итоге имеем квадратное уравнение относительно наклонной дальности  $R_0$  в виде

$$AR_0^2+2BR_0+C=0,$$

$$\text{где } A=b^2c^2\cos^2\alpha_r+a^2c^2\cos^2\beta_r+a^2b^2\cos^2\gamma_r;$$

$$B=b^2c^2x_{ка}\cos\alpha_r+a^2c^2y_{ка}\cos\beta_r+a^2b^2z_{ка}\cos\gamma_r;$$

$$C=b^2c^2x_{ка}^2+a^2c^2y_{ка}^2+a^2b^2z_{ка}^2-a^2b^2c^2.$$

Решением уравнения служит искомая наклонная дальность  $R_0$ :  $R_{1,2} = (-B \pm \sqrt{B^2 - AC}) / A$ , причем следует выбрать минимальное значение параметра  $R_{1,2}$ .

5. В заключение определяем координаты  $x_0, y_0, z_0$  визируемого ПЭР, подставляя найденную величину  $R_{1,2}$  в параметрическое задание прямой, заданной тремя уравнениями в прямоугольной системе координат. Напомним, что эти координаты определены в ГПССК и, следовательно, в ней же дают привязку РЛИ (содержащего визируемый ПЭР) в целом.

Геометрия полученного решения показывает, что координаты визируемого ПЭР определяются исключительно кинематическими характеристиками движения КА. При этом ошибки определения места ПЭР практически совпадают с погрешностями указания текущего места РЛС в координатах ГПССК ( $X, Y, Z$ ), дополненных указанием момента времени  $T_0$  (естественно, также с соответствующей погрешностью).

## заключение

На основе анализа наблюдения поверхности Земли по технологии РСА с космической орбиты получен алгоритм определения координат любой точки наблюдаемого РЛИ, основанный на данных навигационно-баллистического обеспечения носителя РСА (текущий радиус-вектор КА  $\vec{x}_r$ , вектор скорости  $\vec{v}_r$  КА, полуоси общеземного эллипсоида ПЗ-90). Полученный алгоритм позволяет находить привязку деталей

и самого РЛИ в целом к системе координат ПЗ-90 и ее модификациям.

Показано, что координаты визируемого ПЭР определяются исключительно кинематическими характеристиками движения КА относительно фигуры Земли и не нуждаются в привлечении дополнительной информации в виде измерений угловых величин. При этом результирующие ошибки определения места ПЭР в системе координат ПЗ-90 практически совпадают с погрешностями указания текущего места РЛС в той же системе (за исключением ошибок места ПЭР в направлении траверса, которые увеличены на коэффициент  $\sim 1.5$ ).

Продемонстрировано, что в процессе привязки любого элемента разрешения РЛИ одновременно обеспечивается определение минимума опорной функции (эталона)  $R_0$  как шага, необходимого в дальнейшей реализации алгоритма оптимальной обработки принятых сигналов по технологии РСА. Значение  $R_0$  является неотъемлемым параметром опорной функции, используемой в ходе формирования двумерного РЛИ поверхности Земли при ее космическом наблюдении по технологии РСА.

## список литературы

- Галазин В.Ф. и др. Система геодезических параметров Земли (параметры Земли 1999 года – ПЗ-90): справочный документ. М.: КНИЦ, 1998. 40 с.
- Гоноровский И.С. Радиотехнические цепи и сигналы: учебник для высших учебных заведений. М.: Радио и связь, 1986. 512 с.
- Горяинов В.Т. и др. Радиолокационные станции с цифровым синтезированием апертуры антенны. М.: Радио и связь, 1988. 312 с.
- Ефанов В.В., Семункина В.И. Выбор типа орбит космических систем оптико-электронного наблюдения // Полет. 2008. № 3. С. 12-17.
- Занин К.А. Анализ качества координатной привязки изображений космического радиолокатора с синтезированной апертурой // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2013. № 4. С. 34-39.
- Кокорин В.И., Польш В.Г. Технология радиолокации с синтезом апертуры // Красноярск: СФУ, 2007. 204 с.
- Реутов А.П. и др. Радиолокационные станции бокового обзора. М.: Советское радио, 1970. 360 с.
- Самойлов С.Ю. Модель определения географических координат объектов по космическим снимкам при помощи аналитического метода // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2011. № 4. С. 58-65.

Статья поступила в редакцию 17.12.2014 г.

## РАСЧЕТНО-ТЕОРЕТИЧЕСКОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ВОЗДЕЙСТВИЯ АТМОСФЕРЫ МАРСА НА ДЕСАНТНЫЙ МОДУЛЬ ПРОЕКТА «ЭКЗОМАРС-2018» ПРИ АЭРОДИНАМИЧЕСКОМ ТОРМОЖЕНИИ



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

## COMPUTATIONAL AND THEORETICAL STUDY OF THE IMPACT OF THE MARS ATMOSPHERE ON THE «EXOMARS-2018» DESCENT MODULE DURING AERODYNAMIC BRAKING



**А.А. Иванков<sup>2</sup>,**  
*доктор технических наук,  
ival@laspace.ru;*  
**A.A. Ivankov**

*В статье представлены методы и результаты расчета аэротермодинамического воздействия атмосферы Марса на десантный модуль проекта «ЭКЗОМАРС-2018», предназначенные для решения проблемы тепловой защиты десантного модуля на этапе аэродинамического торможения. Расчет поля течения и лучисто-конвективного теплообмена осуществляется вдоль траектории десантного модуля до момента ввода парашютной системы.*

*Ключевые слова: десантный модуль; методы расчета; траектория; теплообмен.*

### ВВЕДЕНИЕ

Исследование Марса и других планет Солнечной системы является одним из приоритетных направлений в деятельности НПО им. С.А. Лавочкина (*Полещук Г.М. и др., 2009*). Проект «ЭКЗОМАРС-2018» предназначен для изучения Марса совместно с Европейским космическим агентством (ЕКА).

Одним из основных конструктивных модулей в составе комплекса «ЭКЗОМАРС-2018» является десантный модуль (ДМ), предназначенный для до-

*The article presents the methods and results of calculation of aerothermodynamic impact of the Mars atmosphere on the «EXOMARS-2018» descent module. The methods are designed to solve the problem of the descent module thermal protection during the aerodynamic braking phase. The calculation of the flow field and radiative-convective heat transfer is carried out along the descent module trajectory until the moment of initiation of the parachute system.*

*Key words: descent module; methods of calculations; trajectory; heat transfer.*

ставки марсохода на поверхность Марса. Движение ДМ (после отделения от перелетного модуля) на этапе аэродинамического торможения сопровождается тепловым и силовым воздействием со стороны набегающего газового потока, в результате которого происходит нагрев тепловой защиты и конструкции ДМ. Если тепловые нагрузки превышают предельно допустимые уровни, то возможно разрушение конструкции аппарата. Поэтому расчет тепловых нагру-

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

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

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

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

зок на аппарат играет значимую роль при разработке системы тепловой защиты ДМ, определяющей его работоспособность и, в конечном счете, успешное выполнение миссии «ЭКЗОМАРС-2018».

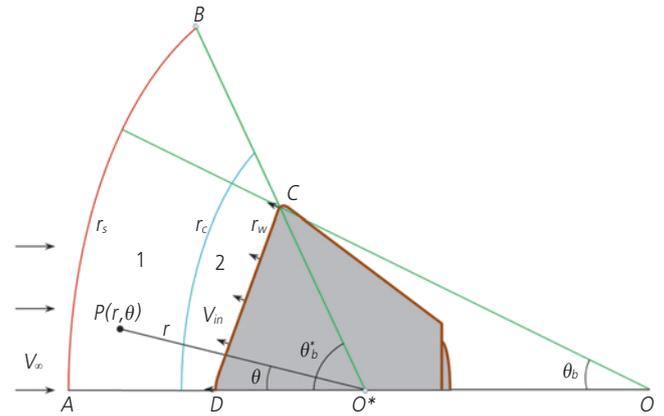
В рамках представленной ниже математической модели вдоль траектории ДМ (от момента входа в плотные слои атмосферы до ввода парашютной системы) определяется поле течения возле аппарата и рассчитываются тепловые потоки – конвективные и лучистые. Рассматривается двумерный осесимметричный случай. В качестве численного метода используется метод, являющийся развитием метода интегральных соотношений и метода прямых (Голомазов М.М., 2005) для течений газа с учетом переноса тепла излучением (Борисов В.М., Иванков А.А., 1992).

Для определения лучистой составляющей суммарного теплового потока используется  $P_1$ -приближение метода сферических гармоник и упрощенный (инженерный) подход, основанный на приближении локально-одномерного плоского ударного слоя. Конвективные тепловые потоки рассчитываются с применением приближенной инженерной модели (Иванков А.А., 2009), созданной по результатам расчетно-экспериментальных работ, выполненных в ракетно-космической отрасли.

## 1. Постановка задачи

Поле течения и лучисто-конвективный теплообмен в расчетной области определяются с использованием уравнений радиационной газовой динамики (РГД) (Борисов В.М., Иванков А.А., 1992), в которых перенос излучения учитывается в рамках метода сферических гармоник (МСГ).

На рисунке 1 представлена физическая картина течения и область решения задачи обтекания ДМ для общего случая, учитывающего вдув продуктов разрушения материала с поверхности под воздействием тепловых потоков из ударного слоя у поверхности аппарата. В меридиональной плоскости, проходящей через ось симметрии течения, изображены образующие поверхностей: ударной волны  $r_s$ , контактной поверхности  $r_c$ , поверхности тела  $r_w$ , верхней граничной (конической) поверхности  $\theta_b$ . Область решения задачи  $ABCD$  между ударной волной  $r_s$  и образующей поверхности тела  $r_w$  разбивается на две подобласти. В подобластях 1 (ударный слой) и 2 (слой вдува продуктов разрушения с поверхности) течение газа дозвуковое и трансзвуковое, с большими значениями и градиентами давления и температуры газа. Для устойчивого счета в области  $ABCD$  необходимо, чтобы верхний граничный луч  $\theta_b$  (в осесимметричном случае) полностью располагался в сверхзвуковой области течения.



**рисунк 1.** Физическая картина течения возле ДМ и область решения задачи

В настоящей статье задача прогрева и уноса массы тепловой защиты ДМ не рассматривалась, поэтому подобласть 2 из расчётов исключалась.

При учете свойств газовой среды, соответствующей атмосфере Марса, пренебрегается вязкостью и теплопроводностью газа. Предполагается, что газ находится в состоянии локального термодинамического равновесия. Это допущение справедливо при исследуемых режимах интенсивного теплообмена, поскольку неравновесные эффекты за ударной волной проявляются на больших высотах, на которых тепловое воздействие атмосферы незначительно.

Система уравнений РГД для установившихся пространственных течений газа в общей тензорной форме имеет вид

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

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

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

$$\nabla \cdot \Pi_\nu = K_\nu \bar{H}_\nu, \quad \Pi_\nu = -\frac{4\pi}{3} \left( B_\nu - \frac{1}{4\pi K_\nu} \nabla \cdot \bar{H}_\nu \right) E, \quad (2)$$

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

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

Система исходных дифференциальных уравнений состоит из двух подсистем: газодинамической (1) и

**РАСЧЕТНО-ТЕОРЕТИЧЕСКОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ВОЗДЕЙСТВИЯ АТМОСФЕРЫ МАРСА НА ДЕСАНТНЫЙ МОДУЛЬ ПРОЕКТА «ЭКЗОМАРС-2018» ПРИ АЭРОДИНАМИЧЕСКОМ ТОРМОЖЕНИИ**

тепловой (2). Газодинамическая подсистема (1) включает законы сохранения массы, импульса и энергии для частицы газа. Тепловая подсистема (2) содержит закон равновесия для излучающе-поглощающей среды и реологическое соотношение, которое дает выражение для тензора  $\Pi_v$ .

В общем трехмерном случае система (1), (2) является замкнутой системой пяти газодинамических и четырех (для каждого значения  $\nu$ ) тепловых уравнений относительно искомых функций: пяти газодинамических  $\bar{V}, P, T$  и четырех функций поля излучения  $\bar{H}_\nu, \Pi_\nu$ . В терминах МСГ представленная тепловая подсистема (2) соответствует  $P_1$ -приближению.

Селективность излучения учитывается в многогрупповом приближении с использованием модели (Баула Г.Г. и др., 1984), включающей десять спектральных групп. Уравнения подсистемы (2) интегрируются по  $\nu$  в пределах каждой спектральной группы  $\nu_{i-1} < \nu < \nu_i, i=1-N_i$ , где  $N_i=10$  – количество спектральных групп ( $\nu_{i-1}, \nu_i$ ). В результате получается замкнутая система уравнений относительно интегральных по  $i$ -й группе ( $\nu_{i-1}, \nu_i$ ) лучистых тепловых потоков  $\bar{H}^{(i)}$  и тензоров  $\Pi^{(i)}$

$$\bar{H}^{(i)} = \int_{\nu_{i-1}}^{\nu_i} \bar{H}_\nu d\nu, \quad \bar{H} = \sum_{i=1}^{N_i} \bar{H}^{(i)},$$

$$\Pi^{(i)} = \int_{\nu_{i-1}}^{\nu_i} \Pi_\nu d\nu, \quad B_i = \int_{\nu_{i-1}}^{\nu_i} B_\nu d\nu, \quad i=1-N_i.$$

Условия на поверхностях разрыва для газодинамических функций традиционны: на ударной волне  $r_s$  задаются условия совместности Ренкина – Гюгонио, а на контактной поверхности  $r_c$  – условия непротекания и условие непрерывности для давления газа.

Для функций поля излучения в  $P_1$ -приближении МСГ на поверхностях разрыва непрерывны нормальная компонента вектора  $\bar{H}^{(i)}$  и компонента тензора  $\Pi^{(i)}$  – диагонального в  $P_1$ -приближении.

Система уравнений РГД в осесимметричном случае записывается в полярной системе координат  $(r, \theta)$ ,  $r$  – расстояние от центра системы координат, расположенного на оси симметрии до рассматриваемой точки течения;  $\theta$  – полярный угол,  $0 \leq \theta \leq \pi$ . Ось системы координат совпадает с осью симметрии задачи. После замены переменных  $(r, \theta) \rightarrow (\xi, \nu)$  аппроксимирующая система обыкновенных дифференциальных уравнений в переменных  $(\xi, \nu)$  интегрируется по  $\xi$  от ударной волны  $r_s$  по направлению к поверхности тела  $r_w$  методом Эйлера с пересчетом. Подробно аппроксимирующая система уравнений представлена в (Борисов В.М., Иванков А.А., 1992), а постановка граничных условий – в (Иванков А.А., 2006). Краевая задача состоит в определении двух неизвестных функций – положения ударной волны  $r_s$  и значений компоненты тензора  $\Pi_{rr}$  на ударной вол-

не –  $\Pi_{rr,s}$ . Значения управляющих параметров  $r_s$  и  $\Pi_{rr,s}$  в узлах сетки по угловой переменной  $\nu$  подбираются в процессе счета по выполнению двух граничных условий – на ударной волне для функций поля излучения и на поверхности тела – для газодинамических функций обобщенным методом Ньютона.

Наряду с представленным выше методом используется упрощенная (инженерная) модель для проведения быстрых оценок лучистых тепловых потоков, основанная на использовании интегральной полу-сферической степени черноты (Баула Г.Г. и др., 1984) плоского ударного слоя. По этой модели для каждого сечения ударного слоя используется аппроксимация локально-плоским слоем, однородным по распределению температуры  $T$  и давления газа  $P$  в исследуемом сечении. В качестве постоянных значений  $T$  и  $P$  выбираются их средние интегральные значения вдоль исследуемого сечения. Поле течения возле ДМ (включая распределения функций  $T, P$  и отхода ударной волны  $E$ ) рассчитывается по программе (Иванков А.А., 2014). Учет радиационного охлаждения ударного слоя – снижение температуры газа за счет потери энергии газом на излучение учитывается с помощью соотношения, приведенного в работе (Полежаев Ю.В. и др., 1976)

$$q = \frac{q_0}{1 + 3G^{0.7}},$$

где  $q, q_0$  – соответственно лучистый тепловой поток с учетом и без учета радиационного охлаждения;

$$G = \frac{4q_0}{\rho_\infty V_\infty^3} - \text{энергетический параметр, индекс}$$

« $\infty$ » соответствует параметрам невозмущенного потока.

При расчете конвективных тепловых потоков используется приближенная математическая модель, разработанная по результатам расчетных и экспериментальных работ, выполненных в ракетно-космической отрасли (Лунёв В.В., 2007; Власов В.И. и др., 2010). Конвективные тепловые потоки определяются в зависимости от режима течения возле обтекаемой поверхности по критерию Кнудсена  $Kn=l/L$ , где  $l$  – средняя длина свободного пробега молекул газа;  $L$  – характерный линейный размер обтекаемого тела, в исследуемом случае – диаметр миделевого сечения  $D_m$  аппарата.

При свободномолекулярном режиме течения ( $Kn > 10$ ) конвективный тепловой поток к поверхности определяется по результатам работы (Коган М.Н., 1967)

$$q = a_e P_\infty \left( \frac{R^* T_\infty}{2\pi\mu} \right)^{0.5} \left[ \left( S^2 + \frac{k}{k-1} - \frac{1}{2} \frac{(k+1) T_w}{(k-1) T_\infty} \right) \times \right. \\ \left. \times \chi(S_\varphi) - 0.5 \exp(-S_\varphi^2) \right], \quad 0 \leq \varphi \leq \frac{\pi}{2},$$

$$q = 0, \quad \frac{\pi}{2} \leq \varphi \leq \pi,$$

где  $a_e$  – коэффициент аккомодации энергии;  
 $R^*$  – универсальная газовая постоянная;  
 $\mu$  – молярная масса газа;  
 $\varphi$  – угол падения линии тока к поверхности элемента;

$\kappa$  – показатель адиабаты;

$$\chi(x) = \exp(-x^2) + \pi^{0.5} x(1 + \operatorname{erf}(x));$$

$$\operatorname{erf}(x) = 2\pi^{-0.5} \int_0^x \exp(-t^2) dt - \text{функция ошибок};$$

$$S = (\kappa/2)^{0.5} M_\infty, S_\varphi = S \cos(\varphi);$$

$M$  – число Маха.

Для переходного режима течения ( $0.01 \leq Kn \leq 10$ ) конвективный тепловой поток  $q_{0i}$  к обтекаемой поверхности при нулевом угле падения вектора скорости определяется по зависимости числа Стантона  $St$  от числа Кнудсена  $Kn$ , полученной обобщением большого количества экспериментальных и расчетных данных при обтекании тел различной формы, таких, как сфера, цилиндр, цилиндрический торец

$$q_0 = St(Kn) \rho_\infty V_\infty (I_0 - I_w),$$

где  $I_0$  и  $I_w$  – соответственно энтальпия торможения и энтальпия газа при температуре обтекаемой поверхности.

Для распределения теплового потока по поверхности сферы используется аппроксимация, применимая для ламинарного пограничного слоя

$$q_1(\theta) = q_{01}[0.55 + 0.45 \cos(2\theta)], \quad 0 \leq \theta \leq \pi/2,$$

где  $\theta$  – полярный угол точки на поверхности сферы, отсчитываемый от оси симметрии течения.

Для сплошного режима течения ( $Kn < 0.01$ ) конвективный тепловой поток для ламинарного и турбулентного пограничных слоев определяется с помощью соотношений

$$q_L = K_L(\theta) \cdot \rho_\infty^{0.5} R_e^{-0.5} V_\infty^{3.05} (1 - I_w/I_0),$$

$$q_T = K_T(\theta) \cdot \rho_\infty^{0.8} R_e^{-0.2} V_\infty^{3.3} (1 - I_w/I_0),$$

$$\text{где } K_L = A_L[0.55 + 0.45 \cos(2\theta)],$$

$$K_T = A_T[3.75 \sin(\theta) - 3.5 \sin^2(\theta)].$$

Здесь коэффициенты  $A_L$  и  $A_T$  – заданные числовые множители;  $R_e$  – характерный (эффективный) линейный размер обтекаемого тела, формируется программно с применением метода эффективной длины (Власов В.И. и др., 2010). При проведении расчетов вдоль образующей поверхности значения тепловых потоков  $q_L$  и  $q_T$  сравниваются, а в качестве решения выбирается максимальное из двух величин  $q_L$  и  $q_T$  значение. Такой подход дает верхнюю оценку уровня тепловой нагрузки на аппарат, что обеспечивает запас работоспособности конструкции ДМ при расчете тепловой защиты.

Методика расчета траектории движения ДМ в поле тяжести планеты описана в работе (Борисов В.М. и др., 2004).

Представленные выше математические модели и расчетные методики применялись при проведении аэротермодинамических расчетов ряда космических аппаратов, предназначенных для исследования планет Солнечной системы (Polishchuk G.M. et al., 2011).

## 2. Результаты расчетов. Анализ результатов

Предварительные результаты аэротермодинамического воздействия атмосферы Марса на десантный модуль представлены в (Финченко В.С. и др., 2014). В настоящей работе получены данные для новых точек посадки ДМ на поверхность Марса. Результаты демонстрируются для наиболее критичной по уровню тепловой нагрузки точки посадки – Mawrth Vallis (координаты: 22.25°N, 342°W). Расчеты проводились с применением программного обеспечения (Голомазов М.М. и др., 2011; Иванков А.А., 2014). Рассматривался диапазон начальных условий входа: скоростей  $V_0=5808-5815$  м/с, углов  $\theta_0=-(10.63-13.41)^\circ$ , при одинаковой начальной высоте  $H_0=125$  км. Все результаты демонстрируются для траектории входа со средними (номинальными) значениями:  $H_0=125$  км,  $V_0=5810$  км,  $\theta_0=-11.94^\circ$ .

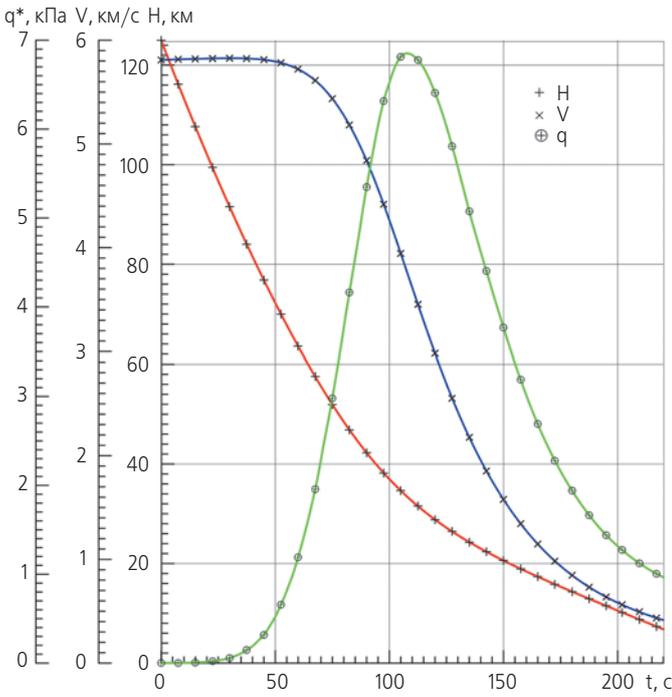
Масса ДМ полагалась равной 2000 кг. Траектории рассчитывались до момента ввода 1-го каскада парашютной системы при числах Маха  $M \sim 1.8-2.1$ . В расчетах использовались аэродинамические характеристики ДМ по результатам работы (Голомазов М.М., Финченко В.С., 2013).

Рассматривались три модели атмосферы Марса в соответствии с возможными сценариями ее состояния: «холодная», «тёплая» и «пылевая», рассчитанные по программе Mars Climate Database version 5.1 (Millour E. et al., 2014). Результаты представляются для наиболее критичной по тепловым нагрузкам пылевой модели атмосферы Марса.

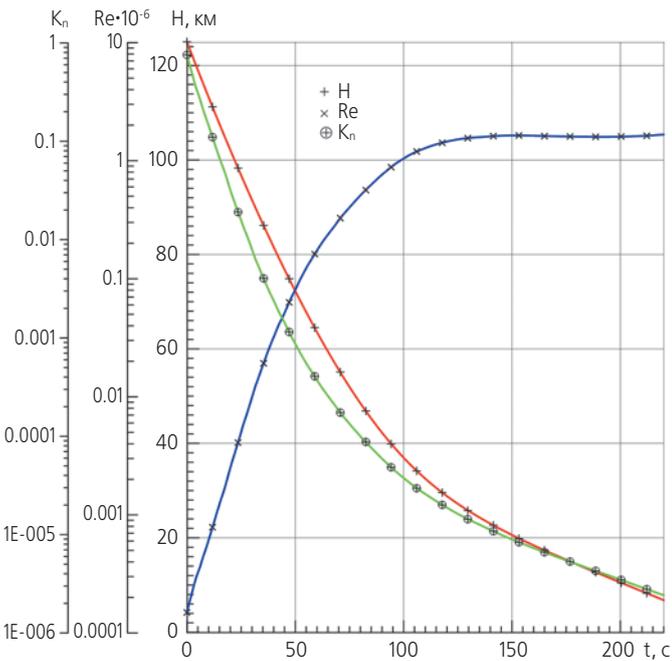
Конфигурация ДМ приведена на рисунке 1. Лобовая поверхность аппарата представляет собой затупленный по сфере конус с углом полураствора  $\alpha_k=70^\circ$  и радиусом сферического затупления  $R_1=950$  мм. Лобовая поверхность посредством торовой кромки радиуса  $R_2=95$  мм гладко сопрягается с конической поверхностью донной части ДМ. Диаметр миделевого сечения аппарата  $D_m=3.8$  м.

На рисунке 2 представлены баллистические параметры исследуемой траектории входа: высоты  $H$ , скорости  $V$  и скоростного напора  $q^*=\rho V^2/2$ . На рисунке 3 приведены распределения по траектории чисел  $Kn$ ,  $Re$  и высоты полета  $H$ . Графики позволяют по высоте  $H$  (или по времени полета  $t$ ) определять режимы течения возле ДМ и соответствующим образом выбирать методику расчета тепловых потоков.

# РАСЧЕТНО-ТЕОРЕТИЧЕСКОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ВОЗДЕЙСТВИЯ АТМОСФЕРЫ МАРСА НА ДЕСАНТНЫЙ МОДУЛЬ ПРОЕКТА «ЭКЗОМАРС-2018» ПРИ АЭРОДИНАМИЧЕСКОМ ТОРМОЖЕНИИ



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

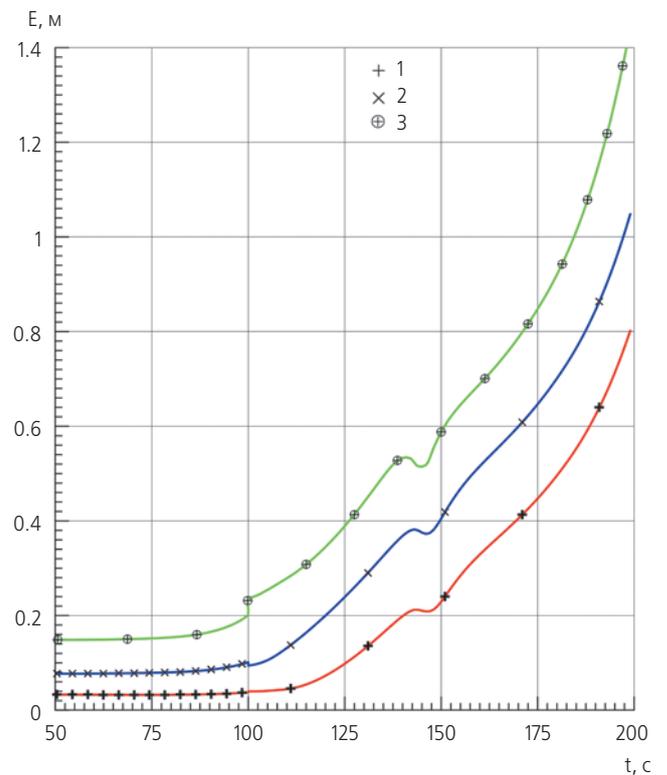


**рисунок 3.** Распределения по траектории чисел Re и Kn и по высоте  $H$

Далее представлены результаты расчетов, определяющих конфигурацию расчетной области между ударной волной и телом, и распределения искомых функций в этой области. Рассматривается участок траектории ДМ в интервале  $50 \leq t \leq 200$  с, на котором в основном реализуется тепловое воздействие атмосферы.

На рисунке 4 вдоль исследуемой траектории ДМ представлено распределение отхода ударной волны  $E$  от поверхности аппарата вдоль лучей сетки  $v_i$  по угловой переменной:  $v_1=0$ ,  $v_2=0.5\theta_b$ ,  $v_3=\theta_b$  (см. рису-

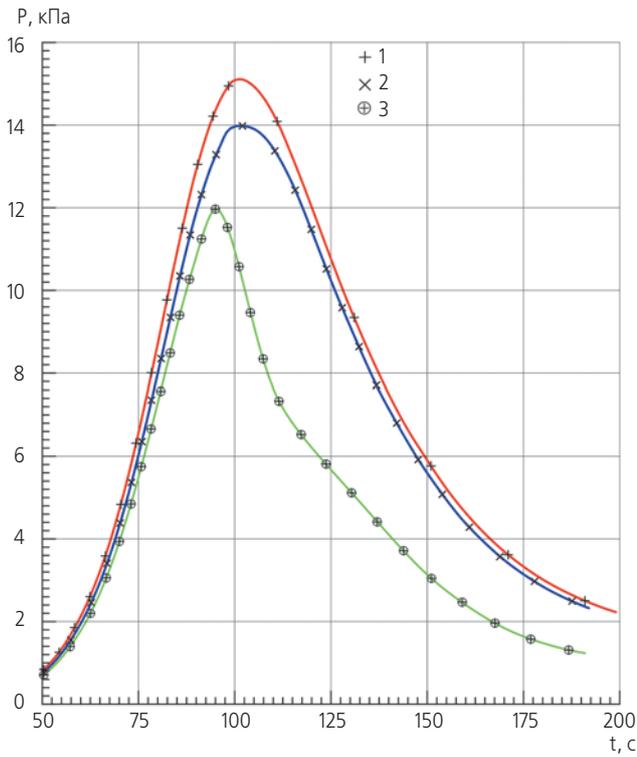
нок 1). Положение верхнего граничного луча вдоль траектории менялось в пределах  $\theta_b=20-65^\circ$ , что обеспечивало устойчивый счет при расчете поля течения возле ДМ. Отход ударной волны  $E(v)$  от поверхности ДМ определяет конфигурацию ударного слоя. Точное определение геометрических характеристик этой области, а также распределения в ней давления, температуры и плотности газа необходимо для расчета конвективных и лучистых тепловых потоков к поверхности ДМ. Преимуществом используемого программного обеспечения перед известными подходами (см., например, Суржиков С.Т., 2010) является выделение ударной волны в процессе счета, что позволяет точнее определять геометрические характеристики расчетной области.



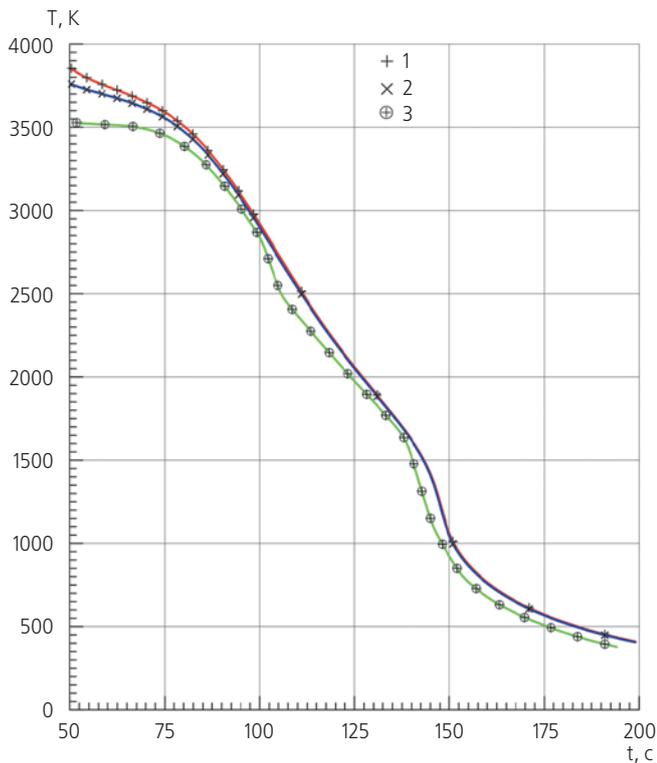
**рисунок 4.** Отход ударной волны вдоль лучей  $v_1=0$ ,  $v_2=0.5\theta_b$ ,  $v_3=\theta_b$

В начальный момент времени  $t=50$  с отход ударной волны  $E$  очень мал и не превышает 0.2 м, что характерно при гиперзвуковом обтекании затупленных тел, каким является десантный модуль. В последующие моменты времени при  $t \geq 100$  с происходит резкое увеличение (примерно на порядок) отхода ударной волны. К моменту завершения расчета  $t=200$  с отход волны по обводу поверхности ДМ меняется в пределах  $E=0.8-1.4$  м и становится сравнимым с радиусом мишени  $R_m=1.9$  м.

На рисунках 5 и 6 вдоль траектории ДМ представлены распределения давления газа  $P$  и температуры  $T$  для точек поверхности, соответствующих положениям лучей сетки  $v_i$ :  $v_1=0$ ,  $v_2=0.5\theta_b$ ,  $v_3=\theta_b$ .

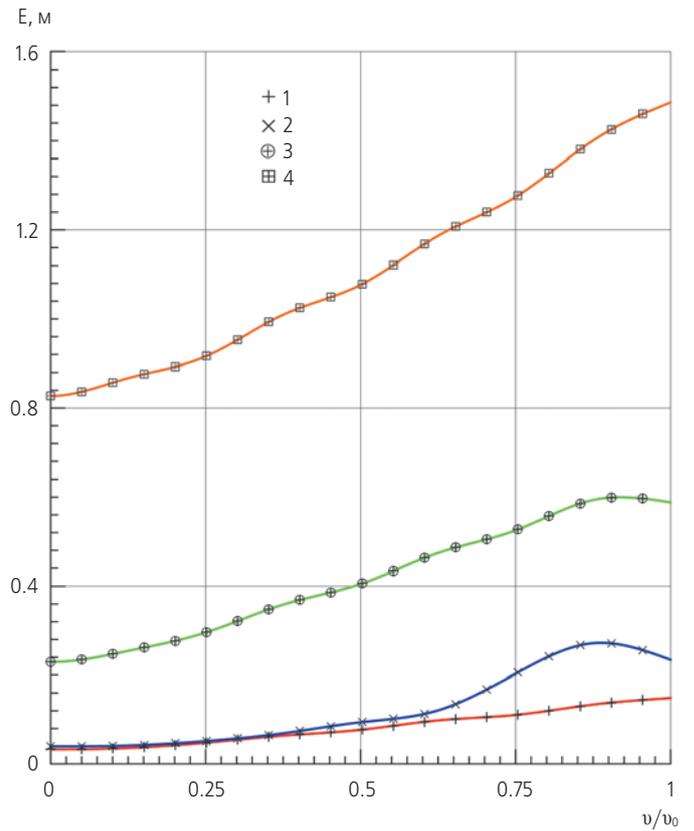


**рисунок 5.** Распределение давления газа для точек поверхности:  $v_1=0$ ,  $v_2=0.5\theta_b$ ,  $v_3=\theta_b$

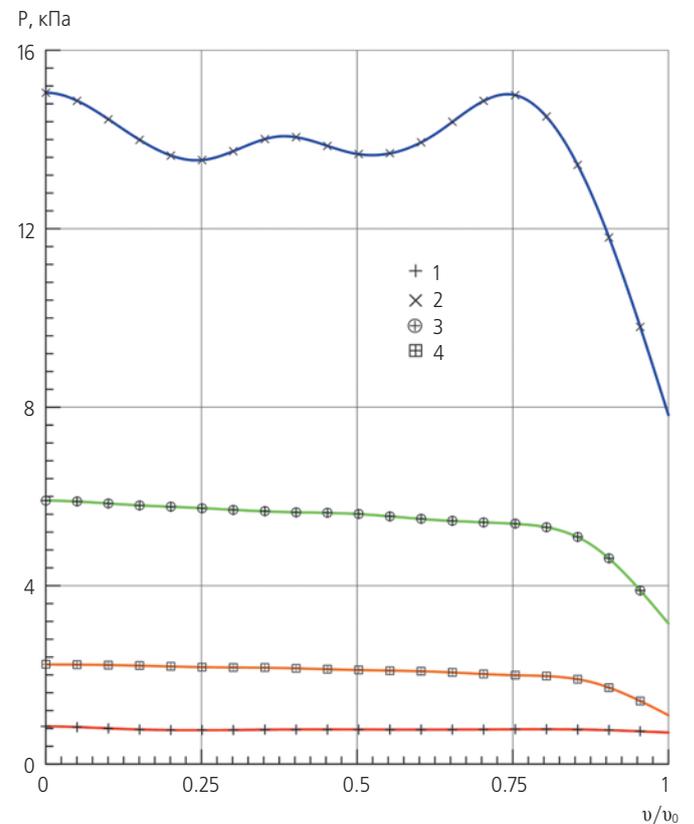


**рисунок 6.** Распределение температуры газа для точек поверхности:  $v_1=0$ ,  $v_2=0.5\theta_b$ ,  $v_3=\theta_b$

На рисунках 7–9 представлены соответственно распределения отхода ударной волны  $E$ , давления газа  $P$  и температуры  $T$  вдоль поверхности ДМ в различные моменты времени вдоль исследуемой траектории:  $t_j=50, 100, 150$  и  $200$  с,  $j=1-4$ .

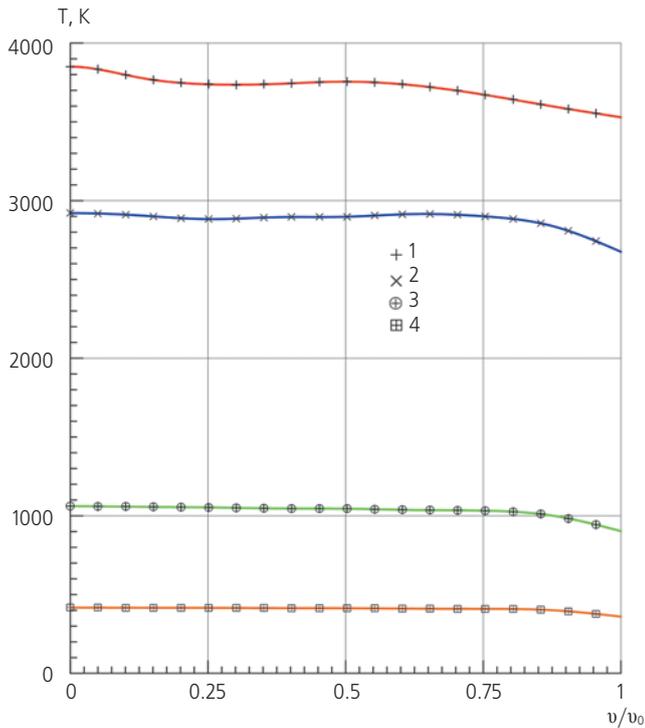


**рисунок 7.** Распределение отхода ударной волны в моменты:  $t_j=50, 100, 150$  и  $200$  с



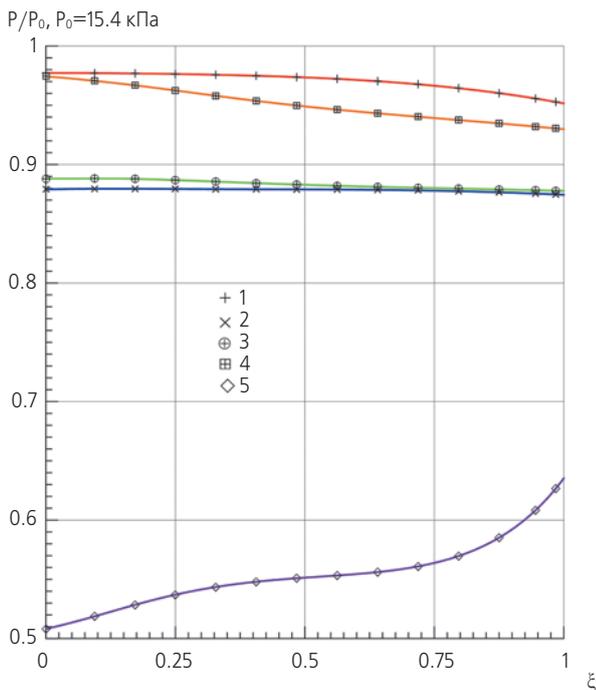
**рисунок 8.** Распределение давления газа по поверхности в моменты:  $t_j=50, 100, 150$  и  $200$  с

**РАСЧЕТНО-ТЕОРЕТИЧЕСКОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ВОЗДЕЙСТВИЯ АТМОСФЕРЫ МАРСА НА ДЕСАНТНЫЙ МОДУЛЬ ПРОЕКТА «ЭКЗОМАРС-2018» ПРИ АЭРОДИНАМИЧЕСКОМ ТОРМОЖЕНИИ**

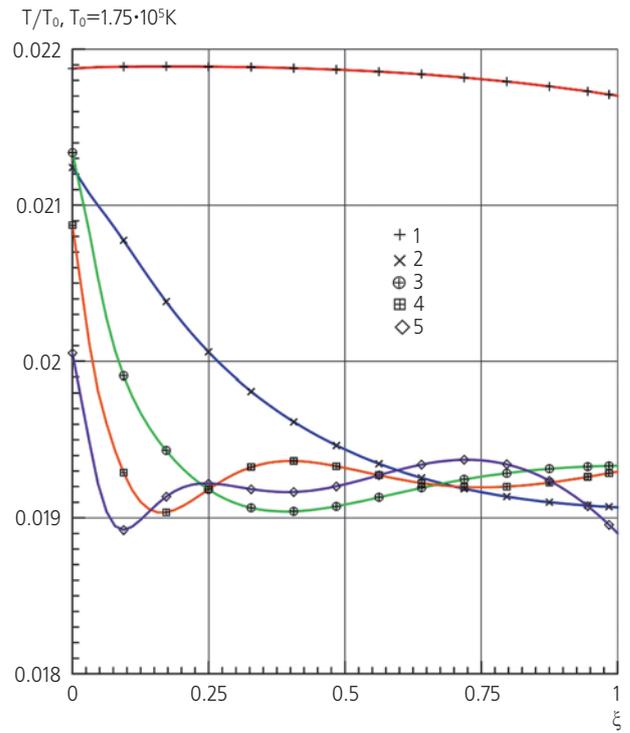


**рисунок 9.** Распределение температуры газа по поверхности в моменты:  $t_j=50, 100, 150$  и  $200$  с

На рисунках 10 и 11 представлены распределения по координате  $\xi$  давления газа  $P$  и температуры  $T$  в ударном слое в моменты достижения максимальных значений этих функций: для  $P$  – при  $t=100$  с, для  $T$  – в момент  $t=50$  с. Распределения  $P$  и  $T$  представлены от ударной волны ( $\xi=1$ ) до поверхности тела ( $\xi=0$ ) вдоль лучей сетки  $v_i=0.25(i-1)\theta_b$ ,  $i=1-5$  от оси течения  $v_1=0$  до верхнего граничного луча  $v_5=\theta_b$ .



**рисунок 10.** Распределение при  $t=100$  с давления газа в ударном слое вдоль лучей  $v_i=0.25(i-1)\theta_b$ ,  $i=1-5$

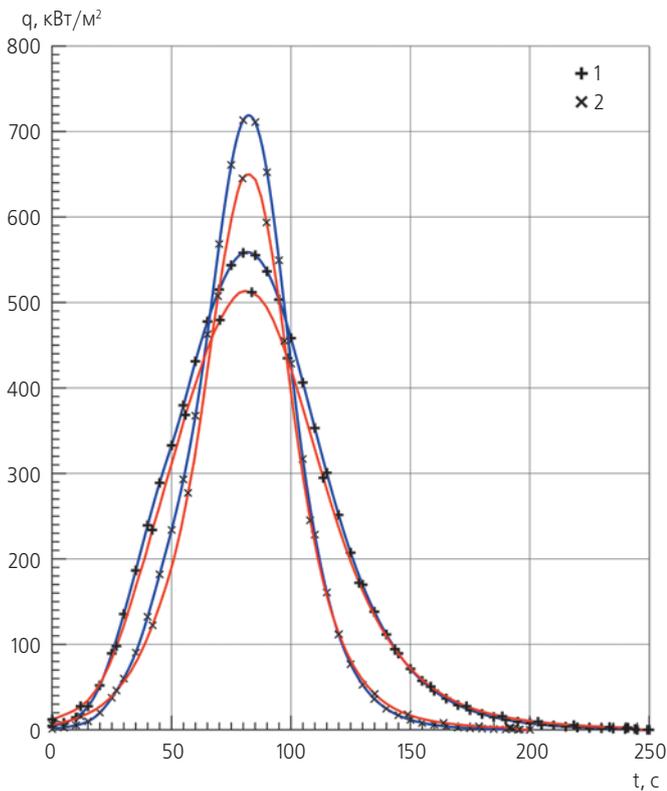


**рисунок 11.** Распределение при  $t=50$  с температуры газа в ударном слое вдоль лучей:  $v_i=0.25(i-1)\theta_b$ ,  $i=1-5$

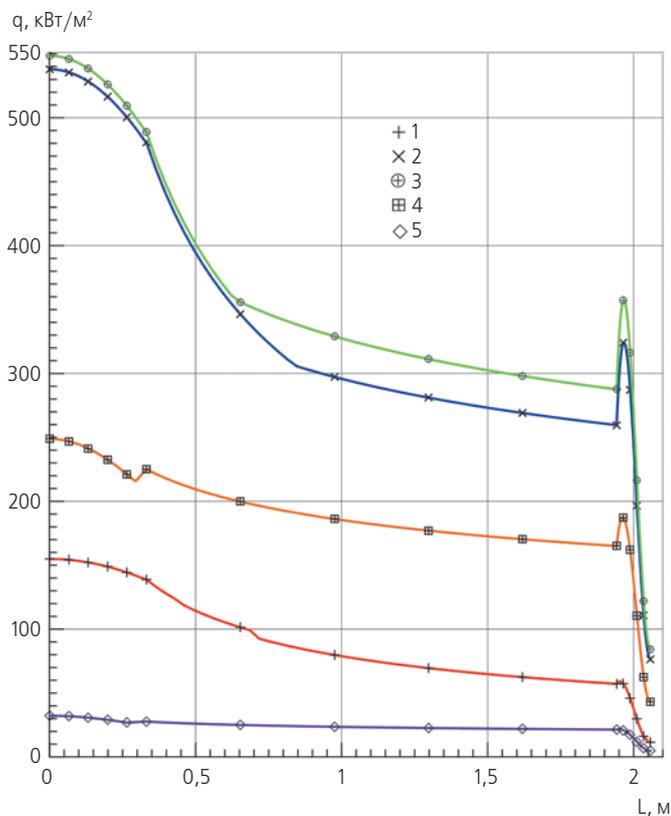
На следующих рисунках представлены результаты расчетов тепловых потоков к лобовой поверхности ДМ.

На рисунке 12 вдоль траектории спуска ДМ в атмосфере Марса приведено сравнение распределений конвективных тепловых потоков в критической точке поверхности для двух проектов – «ЭКЗОМАРС-2018» (кривые 1) и «ЭКЗОМАРС-2016» (кривые 2). Сравниваются результаты, полученные в настоящей работе (кривые синего цвета) и специалистами ЕКА (кривые красного цвета). Результаты сравниваются для одинаковых участков траекторий (предоставленных ЕКА), моделей атмосферы и геометрических параметров ДМ названных проектов. Геометрические характеристики ДМ «ЭКЗОМАРС-2016» приведены в работе (Финченко В.С. и др., 2014). Из сравнения результатов следует их удовлетворительное соответствие. Максимальные расхождения имеются в точке максимума тепловых потоков, они не превышают 12–15%.

На рисунке 13 представлено распределение суммарных тепловых потоков  $q$  вдоль лобовой поверхности ДМ. Распределения  $q(L)$  ( $L$  отсчитывается от критической точки по обводу поверхности) представлены для пяти моментов времени вдоль траектории:  $t_j=40, 80, 86, 120$  и  $160$  с,  $j=1-5$ , включая распределение  $q(L)$  в момент достижения максимума теплового потока по траектории при  $t_3=86$  с. Следует отметить почти монотонное убывание теплового потока от критической точки к кромке, в которой тепловой поток возрастает за счет увеличения скорости газа по обводу поверхности.



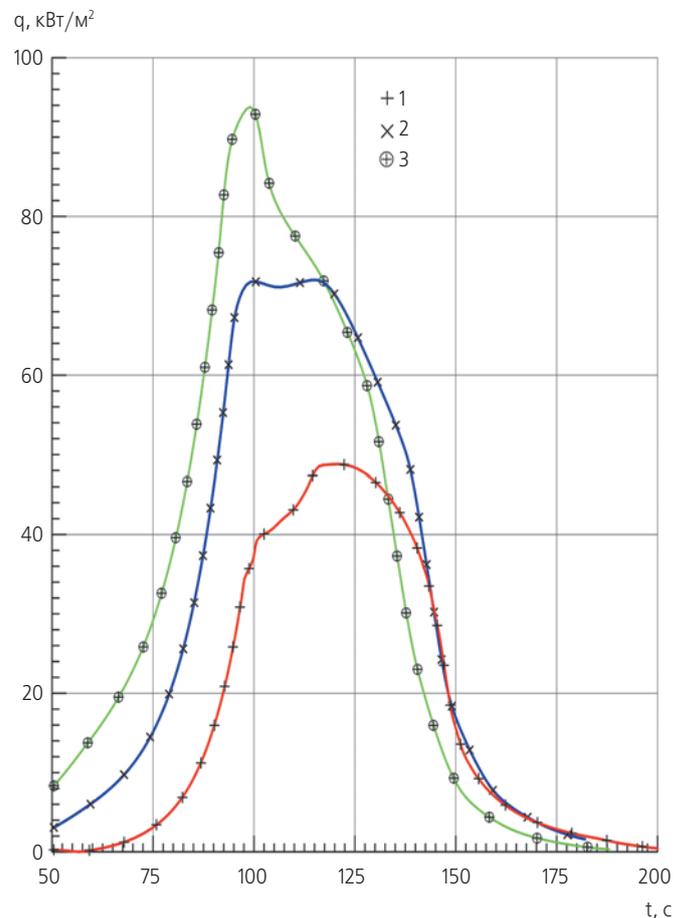
**рисунок 12.** Сравнение распределений тепловых потоков, полученных в данной работе (синий цвет) и ЕКА (красный цвет); кривые 1 – для «ЭКЗОМАРС-2018», 2 – для «ЭКЗОМАРС-2016»



**рисунок 13.** Распределение суммарных тепловых потоков по поверхности ДМ в моменты:  $t_j=40, 80, 86, 120$  и  $160$  с,  $j=1-5$

Представляют интерес результаты расчета лучистых тепловых потоков, которые, несмотря на незначительный вклад (менее 10%), должны быть учтены в суммарной тепловой нагрузке на ДМ.

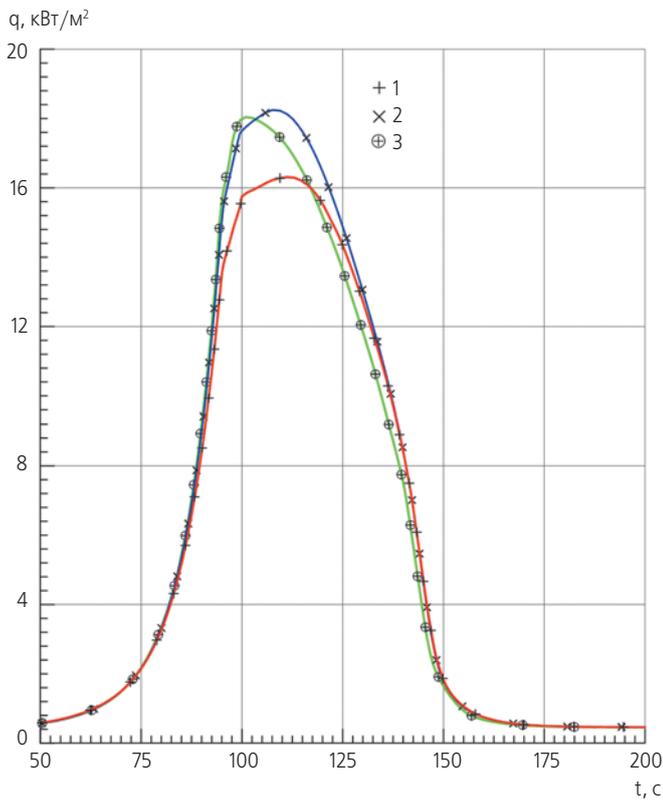
При определении лучистых тепловых потоков использовались две представленные выше физические модели – локально-одномерное приближение плоского (ударного) слоя (ППС) и  $P_1$ -приближение метода сферических гармоник ( $P_1$ -МСГ). На рисунках 14 и 15 вдоль участка траектории  $50 \leq t \leq 200$  с, на котором в основном реализуется тепловое воздействие атмосферы, представлены распределения лучистых тепловых потоков, рассчитанных по моделям ППС и  $P_1$ -МСГ в точках поверхности ДМ, соответствующих значениям угловой переменной  $v_i$ :  $v_1=0, v_2=0.5\theta_b, v_3=\theta_b$ .



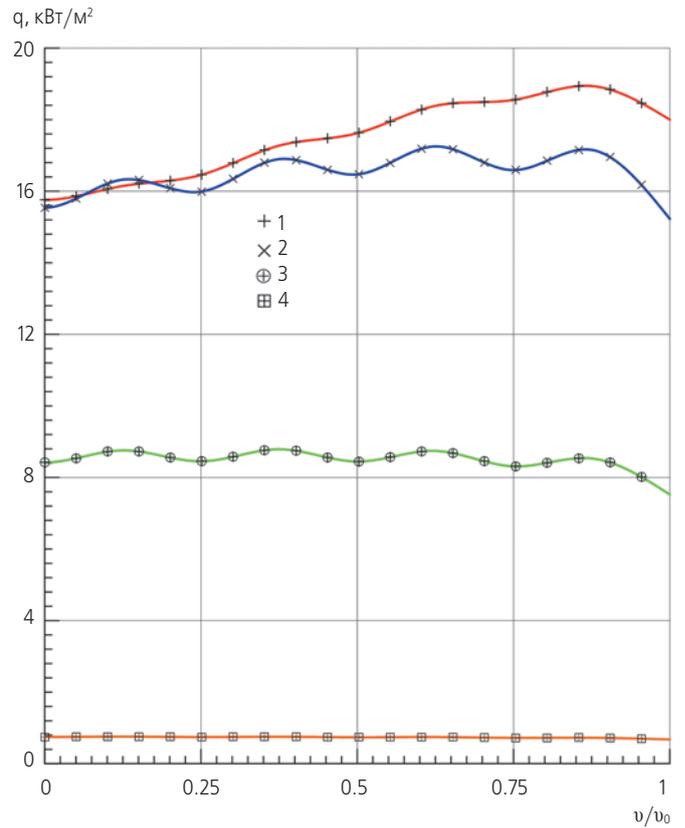
**рисунок 14.** Распределение лучистых тепловых потоков (модель ППС) для точек поверхности:  $v_1=0, v_2=0.5\theta_b, v_3=\theta_b$

На рисунках 16 и 17 по моделям ППС и  $P_1$ -МСГ представлены распределения лучистых тепловых потоков по обводу поверхности ДМ в зависимости от угловой координаты  $v/v_0, v_0=\theta_b, 20 \leq \theta_b \leq 65^\circ$  для моментов времени  $t_j=100, 120, 140, 160$  с,  $j=1-4$ , характеризующихся интенсивной тепловой нагрузкой.

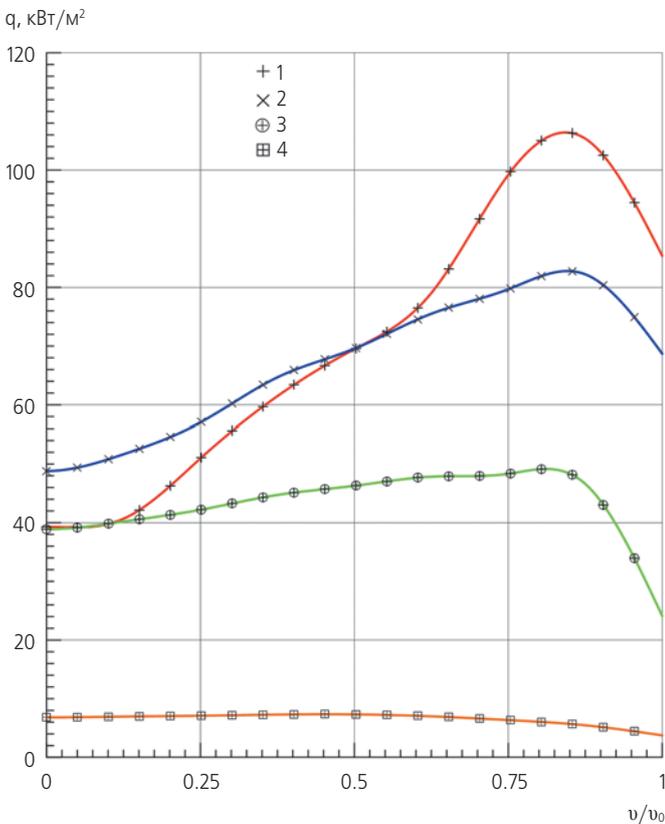
**РАСЧЕТНО-ТЕОРЕТИЧЕСКОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ВОЗДЕЙСТВИЯ АТМОСФЕРЫ МАРСА НА ДЕСАНТНЫЙ МОДУЛЬ ПРОЕКТА «ЭКЗОМАРС-2018» ПРИ АЭРОДИНАМИЧЕСКОМ ТОРМОЖЕНИИ**



**рисунок 15.** Распределение лучистых тепловых потоков (модель  $P_1$ -МСГ) для точек поверхности:  $v_1=0$ ,  $v_2=0.5\theta_b$ ,  $v_3=\theta_b$



**рисунок 17.** Распределение лучистых тепловых потоков (модель  $P_1$ -МСГ) по поверхности ДМ в моменты  $t_j=100, 120, 140, 160$  с,  $j=1-4$



**рисунок 16.** Распределение лучистых тепловых потоков (модель ППС) по поверхности ДМ в моменты  $t_j=100, 120, 140, 160$  с,  $j=1-4$

Лучистые тепловые потоки по двум моделям в точках достижения максимальных значений в интервале  $95 \leq t \leq 115$  с различались примерно в 2.5 раза для критической точки и в 4 раза – для периферийной области течения, близкой к верхней границе расчетной области. Следует отметить, что локально-одномерное приближение плоского слоя является более грубым по сравнению с  $P_1$ -приближением МСГ. Точность ППС падает в областях течения, в которых нарушается допущение о плоском характере расчетной области. Это происходит возле торовой кромки, поскольку здесь резко меняется и значительно возрастает отход ударной волны  $E$  от поверхности ДМ (см. рисунок 7). Так, от оси к верхней границе течения отход  $E$  меняется примерно в два-шесть раз. Погрешность расчетов в ППС обусловлена также тем, что в этом приближении не учитывается зависимость степени черноты плоского слоя от спектра излучения, тогда как в приближении  $P_1$ -МСГ это свойство учитывается в рамках 10-ступенчатой спектральной модели.

Результаты, полученные одновременно по двум расчетным методикам, позволяют определить диапазон изменения лучистых тепловых потоков и их средние значения вдоль траектории ДМ. Так, для критической точки поверхности ДМ диапазон изменения максимальных лучистых тепловых потоков составляет примерно 30–40 кВт/м<sup>2</sup>, а для торовой кромки – 50–60 кВт/м<sup>2</sup>.

## закключение

Представлены математическая модель и методы расчета поля течения и лучисто-конвективного теплообмена возле ДМ на этапе аэродинамического торможения в атмосфере Марса. Для точки посадки с максимальными тепловыми нагрузкам представлены результаты по тепловому и силовому воздействию атмосферы Марса на аппарат. Результаты проведенных расчетов предназначены для разработки системы тепловой защиты ДМ. Представленная математическая модель и методы расчета могут быть применены для определения тепловых нагрузок и тепловой защиты аппаратов, спускаемых в атмосферах планет.

## список литературы

- Баула Г.Г., Маркелова Т.В., Николаев В.М., Пластинин Ю.А. и др.* Методические указания. Модель излучения высокотемпературных газовых объемов для расчёта теплообмена летательных аппаратов // РД 50-25645.114-84. М.: Изд-во стандартов, 1984. 60 с.
- Борисов В.М., Голомазов М.М., Иванков А.А., Финченко В.С.* Расчет лучистого теплообмена в задачах обтекания тел с учетом потери массы теплозащитного покрытия // Известия РАН. Механика жидкости и газа. 2004. № 4. С. 143-151.
- Борисов В.М., Иванков А.А.* Расчет переноса лучистой энергии при гиперзвуковом обтекании затупленных тел с использованием  $P_1$ - и  $P_2$ - приближений метода сферических гармоник // Журнал вычислит. математики и мат. физики. 1992. Т. 32, № 6. С. 952-966.
- Власов В.И., Горшков А.Б., Залогин Г.Н., Землянский Б.А. и др.* Руководство для конструкторов. Конвективный теплообмен изделий РКТ / Под ред. Б.А. Землянского. Королев: ЦНИИмаш, 2010. 397 с.
- Голомазов М.М.* Исследование сверхзвукового обтекания сегментальных и конических тел с учетом химических реакций // Журнал вычислит. математики и мат. физики. 2005. Т. 45, № 11. С. 2070-2076.
- Голомазов М.М., Финченко В.С., Иванков А.А., Шматов С.И.* Пакет программ для системы автоматизированного проектирования спускаемых в атмосферах планет аппаратов // Вестник ФГУП НПО им С.А. Лавочкина. 2011. № 2. С. 20-25.
- Голомазов М.М., Финченко В.С.* Аэродинамическое проектирование спускаемого аппарата в атмосфере Марса по проекту «ЭКЗОМАРС» // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2013. № 4. С. 40-46.
- Иванков А.А.* Расчет поля течения и лучистого теплообмена при обтекании космических аппаратов, спускаемых в атмосферах планет: свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2014613926 РФ / (ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина» (RU)); Заявка: № 2014611051; 13.02.2014; Зарегистрировано в Реестре программ для ЭВМ: 10.04.2014.
- Иванков А.А.* Расчетное определение тепломассообмена при проектировании космических спускаемых аппаратов: свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2009613552 РФ / (ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина» (RU)); Заявка: № 2009613552; 09.07.2009; Зарегистрировано в Реестре программ для ЭВМ: 31.08.2009.
- Иванков А.А.* Об одном методе расчета сильного вдува с поверхности затупленных тел при гиперболических скоростях входа в атмосферы планет // Известия РАН. Механика жидкости и газа. 2006. № 1. С. 149-159.
- Коган М.Н.* Динамика разреженного газа. М.: Наука, 1967. 440 с.
- Лунёв В.В.* Течения реальных газов с большими скоростями. М.: Физматлит, 2007. 760 с.
- Полежаев Ю.В., Юревич Ф.Б.* Тепловая защита. М.: Энергия, 1976. 391 с.
- Полищук Г.М., Пичхадзе К.М., Ефанов В.В., Мартынов М.Б.* Космические модули комплекса «ФОБОС-ГРУНТ» для перспективных межпланетных станций // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2009. № 2. С. 3-7.
- Суржиков С.Т.* Трёхмерная вычислительная модель аэротермодинамики спускаемых космических аппаратов // Физико-химическая кинетика в газовой динамике: электрон. журнал. 2010. Т. 9. [Электронный ресурс]. Систем. требования: Adobe Acrobat Reader. URL: [www.chemphys.edu.ru/pdf/2010-01-12-002.pdf](http://www.chemphys.edu.ru/pdf/2010-01-12-002.pdf) (дата обращения 15.03.2012).
- Финченко В.С., Иванков А.А., Шматов С.И., Мордвинкин А.С.* Предварительные результаты расчетных и экспериментальных исследований основных параметров аэротермодинамики десантного модуля проекта «ЭКЗОМАРС» // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2014. № 2. С. 65-75.
- Millour E., Forget F., Lewis S.R.* Mars Climate Database v.5.1. User Manual. (ESTEC Contract 11369/95/NL/JG «Mars Climate Database and Physical Models»). [Электронный ресурс]. Систем. требования: Adobe Acrobat Reader. URL: <http://www-mars.lmd.jussieu.fr> (дата обращения: 23.12.2014).
- Polishchuk G.M., Pichkhadze K.M., Efanov V.V., Martynov M.B.* Space modules of Phobos-Grunt complex for prospective interplanetary stations // Solar System Research. 2011. Т. 45, № 7. P. 589-592.

Статья поступила в редакцию 28.01.2015 г.

## АНАЛИТИЧЕСКОЕ И ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ПРОЧНОСТИ И НАДЁЖНОСТИ НЕРАЗРУШАЕМЫХ ТРАНСЛЯТОРОВ ДЕТОНАЦИИ СИСТЕМ РАЗДЕЛЕНИЯ КА

## ANALYTICAL AND EXPERIMENTAL STUDIES OF STRENGTH AND RELIABILITY OF INDESTRUCTIBLE DETONATION TRANSLATORS OF SPACECRAFT SEPARATION SYSTEMS

А.А. Котомин<sup>1</sup>,  
профессор, доктор технических наук,  
akotomin@mail.ru;  
А.А. Kotomin

В.В. Харченко<sup>1</sup>,  
v.v.harchenko@mail.ru;  
V.V. Harchenko

С.А. Душенок<sup>1</sup>,  
доктор технических наук,  
s.dushenok@mail.ru;  
S.A. Dushenok

А.В. Васильев<sup>1</sup>,  
vasiliev\_arkadiy@mail.ru;  
А.V. Vasilev

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

В.В. Горовцов<sup>2</sup>,  
gvv@laspace.ru;  
V.V. Gorovtsov

*Проведено аналитическое и экспериментальное исследование работоспособности, прочности и надёжности неразрушаемых трансляторов детонации (транеров). Определены пределы прочности транеров с заданным коэффициентом запаса. Выполнены расчёты детонационных параметров и изоэнтропы расширения продуктов взрыва «транелита» по термодинамической программе ВКВ-Т. Определено расчётное давление продуктов взрыва, воздействующее на металлическую оболочку транера. Экспериментально подтверждена работоспособность и прочность конструкции транеров, в том числе с мажорирующей оценкой избыточного давления. Разработана методика расчёта прочности и надёжности транеров.*

*Ключевые слова: космический аппарат; устройства разделения; транслятор детонации; высокоэнергетический материал; параметры детонации; продукты взрыва.*

### ВВЕДЕНИЕ

СКТБ «Технолог» и НПО им. С.А. Лавочкина имеют большой опыт разработки эластичных взрывчатых веществ (ЭВВ) и создания на их основе эффективных неразрушаемых устройств и систем детонационной автоматики для космических аппаратов (КА). Организовано их производство для выполнения российских и международных космических программ и коммерческих проектов. Эти системы успешно используются в различных автоматических КА. В настоящее время ведутся работы по созданию новых и совершенствованию разработанных ранее детона-

*The analytical and experimental studies of efficiency, strength and reliability of the indestructible detonation translators (traners) are conducted. Strength limits of the traners with a given safety factor are defined. The calculations of detonation parameters and the expansion isentropies of «tranelite» explosion products by ВКВ-Т thermodynamical program are made. Pressure of explosion products acting on a metallic sheath of the traner is determined. The efficiency and the strength of the traners, including overpressure majorizing rating, are experimentally validated. The method of calculation of the traners strength and reliability is developed.*

*Key words: spacecraft; separation mechanism; detonation translator; high-energy material; detonation parameters; explosion products.*

ционных устройств разделения на основе ЭВВ (Ефанов В.В. и др., 2007).

Для передачи детонационного импульса исполнительным устройствам в системах разделения КА созданы неразрушаемые герметичные трансляторы детонации, исключаяющие при функционировании истечение газообразных продуктов взрыва в окружающую среду. Применение ЭВВ «Транелит», обладающего исключительно высокими детонационной способностью и физико-химической стабильностью в широком интервале температур, позволило разра-

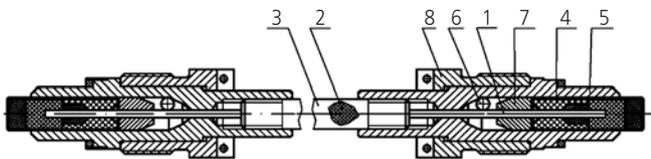
<sup>1</sup> ФГУП «СКТБ «Технолог», Россия, Санкт-Петербург.  
Federal Enterprise SKTB «Technolog», Russia, Saint-Petersburg.

<sup>2</sup> ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.  
Federal Enterprise «Lavochkin Association», Russia, Moscow region, Khimki.

ботать гибкие многослойные неразрушаемые трансляторы детонации с малым наружным диаметром – транеры (Душенок С.А. и др., 2000; Котомин А.А. и др., 2010). Цель данной работы состояла в разработке методики расчета прочности и надёжности транеров при их функционировании.

### 1. Механический расчёт прочности металлической оболочки транера – цилиндрической трубки из нержавеющей стали

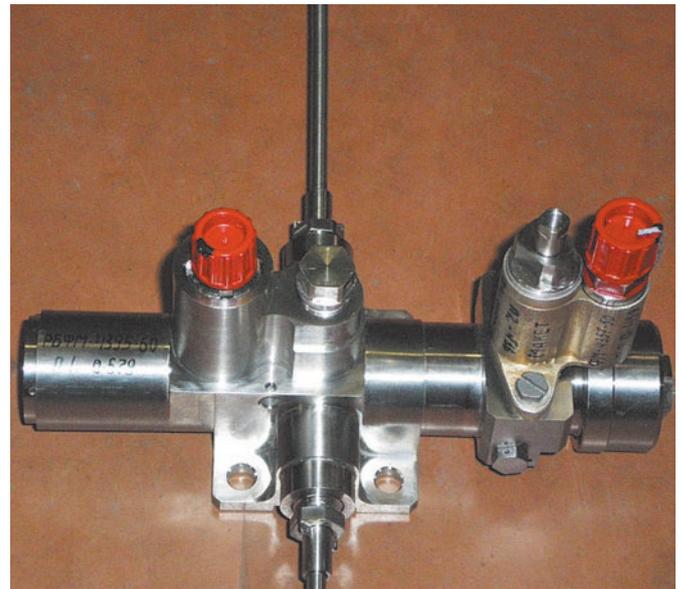
Конструкция транера представлена на рисунке 1. На рисунке 2 приведены фотографии транеров в сборе. Основной силовой оболочкой транера является трубка из нержавеющей стали марки 12Х18Н10Т с наружным диаметром 4,5 мм и толщиной стенки 0,9 или 1,0 мм. Внутри трубки расположена обмотка из сверхвысокомодульного волокна типа «Kevlar». Внутри обмотки находится медная трубка с толщиной стенки ~0,15 мм, в которой расположен шнуровой заряд диаметром 0,65 мм из ЭВВ «Транелит» с заданными параметрами взрывчатого превращения. При функционировании транера должна сохраняться его целостность и обеспечиваться прочность конструкции с заданным коэффициентом запаса прочности 1,5. Вес конструкции должен быть минимальным. Эти противоречивые требования можно выполнить, в частности, при оптимизации толщины стенки трубки.



- 1 – удлиненный заряд (нить ЭВВ в металлической оболочке);  
 2 – покрытие из высокопрочных синтетических нитей;  
 3 – трубка из нержавеющей стали; 4 – заряд-усилитель;  
 5 – наконечник; 6 – шарик; 7 – запирающий конус;  
 8 – гайка.

**рисунок 1.** Неразрушаемый транслятор детонации Транер

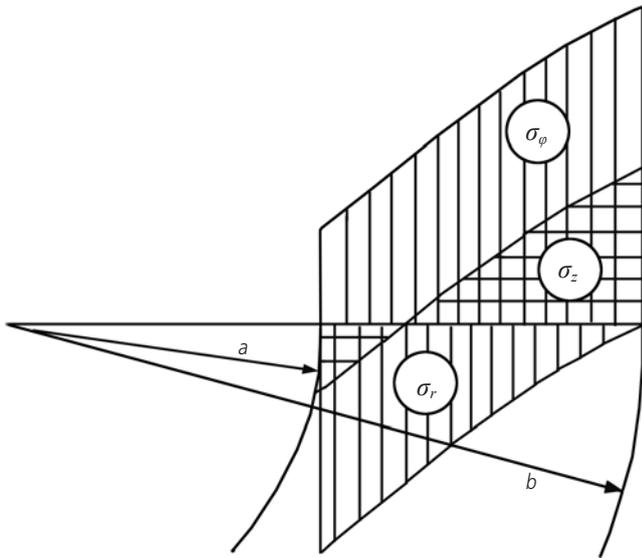
Материал трубки транера под воздействием продуктов взрыва заряда ЭВВ подвергается существенным деформациям, величина которых значительно превышает предел упругости нержавеющей стали марки 12Х18Н10Т. Поэтому решение задачи по прочности цилиндрической трубки, полностью находящейся в пластическом состоянии, будем искать в гидродинамическом приближении по теории Мизеса (Работнов Ю.Н., 1962). Полагаем что: материал трубки способен претерпевать значительные деформации (в экспериментах показано, что относительное расширение составляет величину до 8%) без разрушения; материал трубки является несжимаемым (гидродинамическое приближение), поэтому



**рисунок 2.** Фотографии транеров в сборе

пренебрегаем упругой деформацией; под действием внутренней нагрузки трубка расширяется устойчиво, так что перемещения являются радиальными; в процессе расширения в материале трубки не происходит химических реакций или фазовых превращений, сопровождающихся поглощением или выделением тепла; материал трубки транера следует диаграмме идеальной пластичности.

На рисунке 3 приведены эпюры распределения главных напряжений  $\sigma_z$  и  $\sigma_r$ , построенные по формулам 145.4 и 145.7 (Работнов Ю.Н., 1962).



$\sigma$  – нормальные (главные) напряжения;  $z, r, \varphi$  – цилиндрические координаты;  $a$  – внутренний радиус трубки;  $b$  – наружный радиус трубки. При этом  $\sigma_\varphi > \sigma_z > \sigma_r$ .

**рисунк 3.** Эпюры распределения напряжений по толщине стенки трубки, находящейся под действием внутреннего давления

При увеличении внутреннего давления пластическое состояние достигается прежде всего на внутренней поверхности. Условие достижения состояния текучести будет следующим:

- по критерию Треска  $q = \sigma_T \frac{b^2 - a^2}{2b^2}$ ;

- по критерию Мизеса  $q = \sigma_T \frac{b^2 - a^2}{\sqrt{3}b^2}$ ,

где  $q$  – внутреннее давление;  $b$  – наружный радиус трубки;  $a$  – внутренний радиус трубки;  $\sigma_T$  – предел текучести материала трубки.

Если продолжать увеличивать давление, в трубке образуются две области: внутренняя, где материал находится в пластическом состоянии, и внешняя, упругая. Будем определять предельные значения давления, т.е. давление, при котором весь материал переходит в пластическое состояние, по теории пластичности Мизеса. Предположим, что в трубке осуществляется плоское деформированное состояние, т.е. относительное удлинение материала вдоль оси  $z$ ,  $\epsilon_z = 0$ . Применяя формулы 77.4

(Работнов Ю.Н., 1962), найдем, что  $\sigma_z = \frac{1}{2}(\sigma_r + \sigma_\varphi)$ .

Внесем это значение  $\sigma_z$  в условие пластичности  $(\sigma_r - \sigma_\varphi)^2 + (\sigma_\varphi - \sigma_z)^2 + (\sigma_z - \sigma_r)^2 = 2\sigma_T^2$ .

Получим:  $\frac{3}{2}(\sigma_r - \sigma_\varphi)^2 = 2\sigma_T^2$ . Отсюда  $\sigma_r - \sigma_\varphi = \frac{2}{\sqrt{3}}\sigma_T$ .

Формулы для напряжений  $\sigma_z$  получаются из формул 145.4 (Работнов Ю.Н., 1962) заменой  $\sigma_T$  на  $2/\sqrt{3}\cdot\sigma_T$ , напряжение  $\sigma_z$  равно их полусумме:

$$\sigma_r = -q_T + \frac{2}{\sqrt{3}}\sigma_T \ln \frac{r}{a}; \quad \sigma_\varphi = -q_T + \frac{2}{\sqrt{3}}\sigma_T (1 + \ln \frac{r}{a});$$

$$\sigma_z = -q_T + \frac{2}{\sqrt{3}}\sigma_T \left( \frac{1}{2} + \ln \frac{r}{a} \right).$$

Здесь  $q_T = \frac{2}{\sqrt{3}}\sigma_T \ln \frac{b}{a}$ .

Последняя формула позволяет определить внутреннее давление ( $q_T$ ), при котором весь материал трубки транера переходит в пластическое состояние, и даёт искомое решение.

Проведём расчёт допустимых предельных значений давлений ( $P_{np}$ ) для трубок транеров при толщине стенки 0,9 и 1,0 мм и при коэффициенте запаса прочности 1,5.

### 1.1. Исходные данные для расчёта

Внутренний диаметр трубки 2,7 и 2,5 мм; наружный диаметр трубки 4,5 мм; предел текучести стали 12X18H10T составляет 276 МПа (по паспорту механических характеристик на данную партию трубок транеров). В дальнейшем эта партия транеров была испытана экспериментально на работоспособность; коэффициент Пуассона для стали, характеризующий упругие свойства материала, принимаем  $\mu=0,3$ .

После подстановки этих данных в последнюю формулу получаем.

1. При толщине стенки трубки транера 0,9 мм

$$q_T = \frac{2}{\sqrt{3}} 276 \ln \frac{4,5}{2,7} = 162,99 \text{ МПа,}$$

$$P_{np} = 162,99 / 1,5 = 108,7 \text{ МПа.}$$

2. При толщине стенки трубки транера 1,0 мм

$$q_T = \frac{2}{\sqrt{3}} 276 \ln \frac{4,5}{2,5} = 187,55 \text{ МПа,}$$

$$P_{np} = 187,55 / 1,5 = 125,0 \text{ МПа.}$$

Таким образом, допустимые предельные значения давлений ( $P_{np}$ ) при коэффициенте запаса прочности 1,5 составляют, соответственно, величины 108,7 и 125,0 МПа. Следовательно, конструкция транера с трубкой с толщиной стенки 1,0 мм является более прочной.

## 2. Расчёт детонационных параметров и изоэнтропы расширения продуктов взрыва транелита по термодинамической программе ВКВ-Т

В работе выполнены расчёты теплоты, температуры и удельного объёма газообразных продуктов взрыва ЭВВ «Транелит». Рассчитаны также его де-

тонационные параметры. Проведены расчёты давления продуктов взрыва заряда из ЭВВ «Транелит» в замкнутом объёме, т.е. давления, действующего на металлическую оболочку транера.

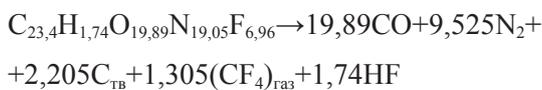
## 2.1. Расчет теплоты и температуры взрыва транелита

Температура взрыва транелита рассчитывается по формуле

$$T_{\text{взр}} = \frac{Q_{\text{в.ВП}}}{C_{\text{в.ПВ}}},$$

где  $Q_{\text{в.ВП}}$  – теплота взрывчатого превращения;  $C_{\text{в.ПВ}}$  – теплоемкость продуктов взрыва.

Исходя из уравнения взрывчатого превращения транелита, можно рассчитать теплоту взрыва:



$$Q_{\text{в.ВП}} = Q_{\text{обр.ПВ}} - Q_{\text{обр.тран}},$$

где  $Q_{\text{обр.ПВ}}$  – теплота образования продуктов взрыва;  $Q_{\text{обр.тран}}$  – теплота образования транелита (301,34 кДж/кг).

$$Q_{\text{в.ВП}} = 19,89 \cdot 111,8 + 1,74 \cdot 266,12 + 1,305 \cdot 928,04 - (-301,34) = 4200 \text{ кДж/кг.}$$

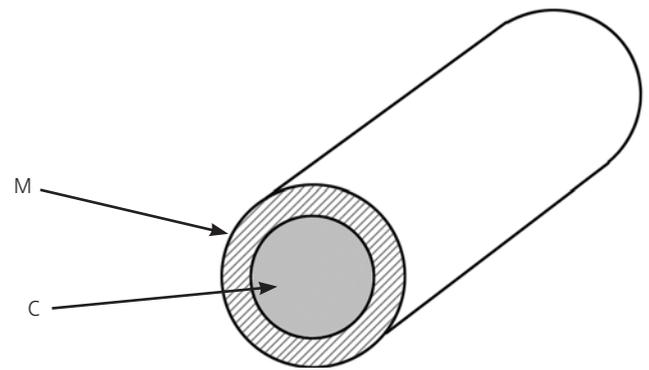
Пользуясь табличными значениями теплоемкостей компонентов продуктов взрыва транелита, рассчитываем температуру взрыва транелита: 4000 К.

Таким образом, теплота взрыва ЭВВ «Транелит» составляет 4200 кДж/кг, температура взрыва – 4000 К.

## 2.2. Некоторые особенности функционирования транера

1. Транер представляет собой удлиненный заряд ВВ в многослойной оболочке, причем между слоями оболочки есть довольно существенные, сравнимые с толщиной оболочек, воздушные зазоры. Наличие зазоров настолько усложняет расчет взаимодействия продуктов взрыва транелита с различными оболочками, что делает точный расчет практически нецелесообразным. Проще и надежнее провести ряд опытов, чем смоделировать численную трехмерную задачу или задачу в ударных полях с учетом разгона и торможения метаемых взрывом оболочек.

2. При взрыве заряда транера можно считать, что расширение оболочек происходит медленно по сравнению с детонацией заряда, т.к. скорость метания оболочек существенно ниже скорости детонации. Скорость детонации транелита составляет ~8 км/с, а скорость метания (расширения оболочек), которую можно оценить по формуле Гарни (*Дерибас А.А.*, 2000), составляет порядка 0,5 км/с. На рисунке 4 приведена схема цилиндрического заряда массой  $C$  и листовой оболочки массой  $M$  для соответствующего расчета.



**рисунк 4.** Схема цилиндрического заряда и листовой оболочки

Для нашего случая, когда длинный полый цилиндр полностью заполнен взрывчатым веществом и стенка этого цилиндра при взрыве ускоряется наружу,

$$\frac{V}{\sqrt{2E}} = \left( \frac{M}{C} + \frac{1}{2} \right)^{-1/2},$$

где  $V$  – максимальная скорость оболочки;  $M$  – масса метаемой оболочки;  $C$  – масса ВВ;  $E$  – энергия Гарни. В первом приближении можно принять  $(2E)^{0,5} = 0,27 - 0,28$  км/с.

3. Следует также учесть, что на металлическую трубку – основную силовую оболочку транера воздействует ударная волна, но она имеет низкую интенсивность в связи с очень малой массой ЭВВ на погонный метр и наличием оболочек заряда из различных материалов и воздушных зазоров. Учет влияния медной трубки и обмотки из кевлара по ударным адиабатам Гюгонии для решаемой задачи в расширяющейся системе некорректен.

Таким образом, на основании вышеизложенного расчет давлений продуктов взрыва, действующих на стальную оболочку транера, будем проводить на основе квазистатического подхода без учета динамических нагрузок. Для решения задачи воспользуемся результатами расчётного моделирования по термодинамической программе ВКВ-Т (*Вирченко В.А.*, 2014).

## 2.3. Расчёт давления продуктов взрыва транелита в стальной трубке транера

1. Исходные данные для расчета приведены в таблице 1.

2. Состав продуктов взрыва транелита в точке Жуге приведен в таблице 2. Точка Жуге (плоскость Чемпена – Жуге) соответствует совпадению адиабаты продуктов детонации с их изоэнтропой, при котором ударный фронт перемещается относительно продуктов детонации со скоростью звука в них.

# АНАЛИТИЧЕСКОЕ И ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ПРОЧНОСТИ И НАДЁЖНОСТИ НЕРАЗРУШАЕМЫХ ТРАНСЛЯТОРОВ ДЕТОНАЦИИ СИСТЕМ РАЗДЕЛЕНИЯ КА

**таблица 1** – Исходные данные для расчета по программе ВКW-T

компоненты транелита	C	H	N	F	O	$\Delta H_{обр}$ , ккал/моль
ВВ	6,0	0,0	6,0	0,0	6,0	-143,7
полимер 1	1,7	1,4	0,0	2,0	0,0	90,0
полимер 2	2,0	0,0	0,0	4,0	0,0	145,0
брутто состав	3,847	0,66	2,983	1,068	2,983	-24,478

**таблица 2** – Расчетный состав продуктов взрыва транелита в точке Жуге

продукт	число молей (соответствует брутто-формуле транелита)
CO	0,251
CO <sub>2</sub>	1,269
CF <sub>4</sub>	0,200
N <sub>2</sub>	1,491
NO	0,0015
NO <sub>2</sub>	0,000005
NH <sub>3</sub>	0,00043
O <sub>2</sub>	0,000065
H <sub>2</sub> O	0,193
HF	0,269
H <sub>2</sub>	0,0015
F <sub>2</sub>	0,000012
C (тв.)	2,128

3. Расчетные параметры детонации транелита в точке Жуге приведены в таблице 3.

Следует отметить близость значений: расчетной скорости детонации транелита (7,9 км/с) с экспериментальной (8,0 км/с); температуры взрыва (3833 К) с рассчитанной ранее (4000 К).

4. Результаты расчётов характеристик продуктов взрыва транелита по программе ВКW-T для выбранного интервала степеней их расширения ( $V/V_0$  от 4,56 до 15,10 применительно к нашей задаче) приведены в таблице 4. Изэнтропа расширения продуктов взрыва учитывает изменение состава равновесных продуктов.

**таблица 3** – Параметры детонации транелита в точке Жуге

параметр	единица измерения	величина
скорость детонации транелита	м/с	7889
массовая скорость продуктов взрыва	м/с	2014
детонационное давление	ГПа	29,4
температура детонации	К	3833
энтропия продуктов взрыва	ккал/(моль·К)	211,5
показатель политропы продуктов взрыва		2,92
кислородный коэффициент транелита		0,44

5. Продукты взрыва транелита после взаимодействия с внутренними оболочками в конце концов изоэнтропически расширятся до объема внутренней полости транера, т.е. до  $V/V_0$ , равной отношению квадратов внутреннего диаметра транера после взрыва к начальному диаметру заряда (с учетом объема оболочек). Это отношение по оценкам можно принять равным 8–10, что соответствует давлению на изоэнтропе 100–70 МПа, т.е. меньше, чем допустимые предельные значения давлений в трубке транера ( $P_{пр} = 109–125$  МПа).

Следует отметить, что реальную степень расширения продуктов взрыва в замкнутом объеме с учетом меди и кевлара, оцениваемую в работе отношением  $V/V_0$ , а также падение давления из-за сопротивления обмотки из кевлара расширению теоретически учесть трудно. Эти вопросы далее будут уточнены по результатам экспериментального исследования работоспособности и прочности транеров.

## 3. Экспериментальные исследования работоспособности и прочности конструкции транеров

В ходе исследований была проведена серия из 7 опытов. Толщина стенки трубки транера из нержавеющей стали марки 12X18H10T с наружным диаметром 4,5 мм во всех экспериментах составляла 1 мм. В некоторых опытах был увеличен диаметр заряда транелита по сравнению со штатным. В ряде экспериментов в конструкции транера отсутствовала медная оболочка заряда. Обмотка из кевлара использовалась только для штатного образца транера. Сле-

**таблица 4** – Результаты расчётного моделирования

$V/V_0$	$V$ , см <sup>3</sup> /г	$P$ , МПа	$T$ , К
4,56	2,46	295,15	1423,6
5,12	2,77	236,12	1381,8
5,77	3,117	188,89	1342,9
6,53	3,528	151,12	1306,6
7,42	4,011	120,89	1272,7
8,47	4,581	96,71	1240,7
9,72	5,256	77,37	1210,5
11,21	6,059	61,90	1181,8
12,98	7,017	49,52	1154,4
15,10	8,165	39,61	1128,1

Примечание –  $V_0$  – начальный удельный объем продуктов взрыва, см<sup>3</sup>/г;  $V$  – удельный объем продуктов взрыва при различной степени расширения, см<sup>3</sup>/г;  $P$  – давление продуктов взрыва, МПа;  $T$  – температура продуктов взрыва, К.

дует отметить, что отсутствие оболочки из кевлара приводит к усилению воздействия ударной волны, образуемой при детонации транелита, т.е. является более жёстким или мажорирующим воздействием на стенки трубки транера по критериям прочности и безосколочности. В то же время медная и кевларовая оболочка занимают определённый объём транера, который уменьшает расширение продуктов взрыва. Это приводит к увеличению давления в системе. Шнуровой заряд транелита устанавливался соосно с трубкой, для чего использовались бумажные втулки. Измерения диаметров трубок транеров до и после испытаний производились с использованием микрометра класса точности 2. Эксперименты проводились в СКТБ «Технолог» при атмосферном давлении и температуре 20–25°C.

Опыт № 1. Диаметр заряда транелита 0,66–0,67 мм (удельная масса ЭВВ 0,6 г/пог. м), без медной оболочки и обмотки из кевлара.

Опыт № 2. Диаметр заряда транелита 0,66–0,67 мм, заряд находился в медной оболочке, без обмотки из кевлара.

Опыт № 3. Штатный образец транера. Диаметр заряда транелита в данном опыте 0,66–0,67 мм, заряд находился в медной оболочке и обмотке из кевлара.

Опыт № 4. Диаметр заряда транелита 0,95 мм (удельная масса ЭВВ 1,28 г/пог. м), без медной оболочки и обмотки из кевлара.

Опыт № 5. Диаметр заряда транелита 0,95 мм, заряд находился в медной оболочке, без обмотки из кевлара.

Опыт № 6. Использовались два параллельно уложенных шнура транелита с диаметрами 0,65 и 0,79 мм (общая удельная масса ЭВВ 1,48 г/пог. м), без медной оболочки и обмотки из кевлара.

Опыт № 7. Использовались два параллельно уложенных шнура транелита с диаметрами 0,65 и 0,95 мм (общая удельная масса ЭВВ 2,0 г/пог. м), без медной оболочки и обмотки из кевлара.

Результаты опытов систематизированы и сведены в таблице 5.

Все опыты, за исключением № 5, безосколочные. Относительное увеличение диаметра трубки всегда более 0,2% и составляет величину от 1,1% до 15%, что говорит о работе материала трубки транера при импульсном взрывном нагружении в области пластических деформаций. Раскрытие трубок транеров преимущественно происходит в области контакта заряда с бумажными втулками. Трещины раскрываются параллельно оси заряда за счёт тангенциальных нормальных напряжений. Следует отметить, что нержавеющая сталь марки 12X18H10T после импульсного взрывного нагружения приобретает магнитные свойства, которые усиливаются с увеличением массы заряда.

**таблица 5** – Результаты испытаний работоспособности и прочности транера

№ опыта	масса транелита, г/пог. м	относительное увеличение диаметра трубки, %	$V/V_0$	расчётное давление продуктов взрыва в трубке, МПа	толщина стенки трубки (после взрыва), мм	наличие медной оболочки	примечание
1	0,60	1,10	14,1	44,5	0,98	–	трубка цела
2	0,60	2,45	13,0	49,5	0,93	+	трубка цела, $V/V_0$ – с учётом объема меди
3	0,60	4,00	5,2	93,2	0,94	медь и кевлар	трубка цела, $V/V_0$ – с учётом объема меди и кевлара
4	1,28	6,70	6,9	138,5	0,87	–	трубка цела
5	1,28	–	–	–	–	+	множественное раскрытие трубки, откол
6	1,48	9,50	5,8	185,0	0,86	–	раскрытие трубки в одном месте
7	2,00	15,00	4,7	280,0	0,78	–	раскрытие трубки в четырех местах

#### **4. Сопоставление результатов аналитического и экспериментального исследования прочности транеров**

1. Рассчитанные ранее предельные (максимальные) значения давлений составляют 163 и 187 МПа для трубок с толщиной стенки 0,9 и 1,0 мм, соответственно. Допускаемые предельные значения давлений ( $P_{np}$ ) при коэффициенте запаса прочности 1,5 составляют, соответственно, 108,7 и 125 МПа.

2. Анализ результатов экспериментальных исследований (таблица 5) показывает, что стальная трубка транера с толщиной стенки 1,0 мм без медной и кевларовой оболочек заряда сохраняет целостность при воздействии давлений продуктов взрыва транелита, рассчитанных из изоэнтропы их расширения по программе ВКW-T и составляющих 44,5–138,5 МПа (опыты 1, 2, 4). При давлениях 185 и 280 МПа (опыты 6, 7) стальная трубка разрушается. Указанные результаты подтверждают проведенный расчёт по теории Мизеса предельного значения давления для этой трубки транера – 187 МПа.

В опыте 5 с медной оболочкой заряда транелита происходит разрушение трубки, которое объясняется как повышением давления вследствие уменьшения степени расширения продуктов взрыва, так и тем, что расширяющаяся медная оболочка со скоростью около 2000 м/с нагружает трубку транера (высокоскоростной удар). Эти обстоятельства приводят к образованию напряжений, превышающих предел прочности трубки.

3. Сопоставление результатов опытов 1, 4 и опыта 3 (штатный образец транера) позволяет рассчитать коэффициент падения давления продуктов взрыва из-за сопротивления медной оболочки и обмотки из кевлара их расширению. Из соотношений давлений продуктов взрыва (44,5 и 138,5 МПа) и значений относительного увеличения диаметра трубки (1,10 и 6,70%) в опытах 1, 4 можно рассчитать давление продуктов взрыва для штатного образца транера (деформация трубки 4,0%), которое составило 93,2 МПа. Значение  $V/V_0$  для этого образца с учетом объема, занимаемого медью и кевларом, составляет 5,2. Соответственно, давление продуктов взрыва транелита для этой степени их расширения составляет 230 МПа. Отсюда, коэффициент падения давления из-за сопротивления медной оболочки и обмотки из кевлара их расширению равен 2,5 ( $k=230/93,2$ ).

#### **5. Методика расчета надежности транеров**

Детонационная цепь транера состоит из шнурового заряда из ЭВВ «Транелит» и зарядов-усилителей, содержащих ЭВВ-75В и ПК-92В. Работа транера со-

стоит из следующих процессов, по которым произведём расчеты надежности.

1. Детонация комбинированного заряда из состава ПК-92В в алюминиевом колпачке (заряд состоит из высокоплотной и низкоплотной частей). Обозначим ВБР заряда  $P_1$ . ВБР этого заряда определяется из соотношения экспериментального критического диаметра детонации состава  $d_{кр}$  и рабочего диаметра заряда.  $P_1 \geq 0,9999997$ , т.к. опытное значение  $d_{кр}$  менее 0,5 мм, а рабочий диаметр заряда составляет 4,5 мм, т.е.  $d_{чепт} \gg d_{кр}$  (более, чем в 3 раза).

2. Передача детонационного импульса от низкоплотной части заряда из состава ПК-92В к кольцевому заряду из ЭВВ-75В. ВБР передачи импульса обозначим  $P_2$ . Надежность передачи импульса определяется путем инициирования ЭВВ-75В зарядом ПК-92В с уменьшенной (до 0,74 г/см<sup>3</sup>) плотностью (плотность штатного заряда 1,0 г/см<sup>3</sup>).

$D_{1,0}=5420$  м/с, отсюда детонационное давление  $P_{1,0}=79,34$  кбар;

$D_{0,74}=4610$  м/с, отсюда детонационное давление  $P_{0,74}=44,44$  кбар ( $D$  – скорость детонации), тогда при  $\tau=\text{const}$ :

$P_{1,0}^2 \cdot \tau / P_{0,74}^2 \cdot \tau = 79,34^2 / 44,44^2 = 3,18$ , т.е. при уменьшении импульса  $\approx$  в 3 раза, заряд ЭВВ-75В надежно инициируется зарядом ПК-92В, следовательно  $P_2 \geq 0,9999997$ .

3. Детонация кольцевого заряда из ЭВВ-75В в бакелитовой втулке (ВБР –  $P_3$ ). ВБР этого заряда определяется из соотношения экспериментальной критической толщины ЭВВ-75В ( $h_{кр}$ ) и рабочей толщины заряда.  $P_3 \geq 0,9999997$ , т.к. экспериментальный  $d_{кр}$  состава равен 0,5 мм, соответственно,  $h_{кр}=0,3$  мм, а рабочая толщина стенки кольцевого заряда равна 1,0 мм, т.е.  $h_{чепт} \gg h_{кр}$  (более, чем в 3 раза).

4. Передача детонационного импульса от кольцевого заряда из ЭВВ-75В к шнуровому заряду из ЭВВ «Транелит» в медной оболочке (удлиненному заряду – УЗ) (ВБР –  $P_4$ ). Надежность передачи этого детонационного импульса определяется экспериментально по уменьшенной в 3 раза длине заряда ЭВВ-75В ( $l=1$  мм, вместо рабочей  $l=3$  мм). Все 10 опытов дали положительные результаты, таким образом:  $P_4 \geq 0,9999997$ .

5. Детонация шнурового заряда из ЭВВ «Транелит» в медной оболочке (УЗ) (ВБР –  $P_5$ ). ВБР УЗ определяется расчетно-экспериментальным путем по методу Босса. Метод Босса основан на анализе функции нормального распределения (кривой «прочности»  $R$ ). Согласно ему ВБС заряда ВВ корректно определяется по величине разности между чертежным (рабочим, реальным) значением диаметра заряда ( $Q_{чепт}$ ) и меньшим, но стабильно детонирующим в серии опытов диаметром заряда ( $Q_u$ ). Известно, что

с уменьшением диаметра заряда ВВ его надежность уменьшается в связи с действием волн разрежения в продуктах детонации и приближением к критическому диаметру. Для зарядов ВВ сложной формы это относится к наименьшему поперечному размеру (например, толщине для плоского заряда).

Вероятность безотказного срабатывания заряда определяется по формуле

$$P_0 = F(z) \quad z = (Q_{\text{крит}} - \bar{R}) / [\sigma_{R,\gamma} (1 + 0,5n)],$$

где  $F(z)$  – нормированная функция нормального распределения;  $\bar{R}$  – математическое ожидание «прочности» (уровень воздействующего фактора, соответствующий 50% срабатывания);  $\sigma_{R,\gamma}$  – среднее квадратическое отклонение;  $n$  – количество опытов на уровне  $Q_u$ .

$P_0 = F(z)$  находится из таблицы 6.

**таблица 6** – Значения  $F(z)$

$z$	$F(z)$
2,33	0,9901
3,10	0,9990
3,73	0,99990
4,26	0,999990
4,76	0,9999990
5,00	0,9999997
>5,00	>0,9999997

Верхняя доверительная граница среднего квадратического отклонения находится по формуле

$$\sigma_{R,\gamma} = (Q_u - R_{\min}) / (3 - x),$$

где  $R_{\min}$  – максимальный диаметр заряда, при котором происходит 100% отказа;  $Q_u$  – минимальный диаметр заряда, обеспечивающий 100% срабатывания.

На практике экспериментально определяются близкие к  $R_{\min}$  и  $Q_u$  значения. В первом приближении в качестве  $R_{\min}$  принимается критический диаметр детонации заряда. Значения  $x$  берут из таблицы 7.

Математическое ожидание «прочности»  $\bar{R}$  определяется по формуле

$$\bar{R} = Q_u + x\sigma_{R,\gamma}$$

Приведем следующие характеристики:

$R_{\min} = 0$ , т.к. оказалось практически невозможным определить диаметр заряда ЭВВ «Транелит» в медной оболочке, при котором фиксируются отказы детонации ( $d_{\text{кр}}$  открытого заряда 0,2 мм, теоретическая

оценка  $d_{\text{кр}}$  заряда в медной оболочке 0,05–0,07 мм);  $Q_u = 0,15$  мм (100% срабатывание зарядов диаметром 0,15 мм в медной трубке с наружным диаметром 0,8 мм);

$Q_{\text{крит}} = 0,6–0,7$  мм (рабочий диаметр заряда в транерах);

$$\sigma_{R,\gamma} = (0,15 - 0) / (3 + 1,04) = 0,0371; \quad R = 0,15 - 1,04 \cdot 0,0371 = 0,1114 \text{ мм};$$

$$z = (0,6 - 0,1114) / [0,0371 \cdot (1 + 1/20)] = 12,6,$$

отсюда по таблице 6 находим:  $P_5 > 0,9999997$ .

6. Передача детонационного импульса от УЗ к низкоплотной части заряда из состава ПК-92В (ВБР –  $P_6$ ). Надежность передачи этого детонационного импульса определяется при испытаниях изделий с уменьшенной длиной отрезка УЗ в заряде из ПК-92В. Экспериментально установлено, что при уменьшении длины отрезка УЗ в 3 раза (до 1,3 мм) наблюдается надежное инициирование заряда ПК-92В (боковое инициирование), что обеспечивает  $P_6 \geq 0,9999997$ .

Показано, что торцевое инициирование удлиненным зарядом (УЗ) также обеспечивает устойчивую детонацию заряда ПК-92В, что дополнительно повышает надежность работы стыка указанных зарядов.

7. Детонация комбинированного заряда из состава ПК-92В в алюминиевом колпачке (ВБР заряда  $P_1 \geq 0,9999997$ ).

На основании выполненных расчетов находим надежность транера в целом ( $P_T$ ):

$$P_T = P_1 \cdot P_2 \cdot P_3 \cdot P_4 \cdot P_5 \cdot P_6 \cdot P_1;$$

$$P_T = 0,9999997^7 = 0,9999979.$$

Таким образом, надежность транеров составляет  $P_T = 0,9999979$ , что обеспечивает требование Технического задания.

## 6. Методика расчета прочности конструкции неразрушаемых трансляторов детонации на основе ЭВВ (транеров) при их функционировании

Ниже приведена схема расчета.

1. В предположении несжимаемости материала металлической трубки транера и исключая упругую деформацию, при условиях, когда весь материал трубки переходит в пластическое состояние (гидро-

**таблица 7** – Значения  $x$

$\gamma$	количество опытов, $n$										
	2	3	4	5	6	7	8	9	10	15	20
0,7	-0,12	-0,44	-0,64	-0,79	-0,92	-1,00	-1,08	-1,14	-1,20	-1,43	-1,57
0,8	0,13	-0,40	-0,44	-0,60	-0,72	-0,84	-0,91	-0,98	-1,04	-1,25	-1,44
0,9	0,48	0,09	-0,15	-0,33	-0,47	-0,58	-0,67	-0,75	-0,82	-1,07	-1,23

динамическое приближение), задаваясь характеристиками трубки и металла, выполняют расчёт допускаемого значения давления по теории Мизеса ( $P_{np}$ ) при коэффициенте запаса прочности 1,5.

2. По термодинамической программе ВКВ-Т выполняют расчёты детонационных параметров и изоэнтропы расширения продуктов взрыва транелита или иного ЭВВ, выбранного по условиям эксплуатации транера.

3. С использованием полученных результатов по п. 2 и с учётом найденного коэффициента падения давления продуктов взрыва ЭВВ из-за сопротивления медной оболочки и обмотки из кевлара их расширению ( $k=2,5$ ), определяют расчётные давления продуктов взрыва зарядов ЭВВ различного диаметра, воздействующие на металлическую оболочку транера.

4. Сопоставляя полученные величины давлений продуктов взрыва, воздействующих на металлическую оболочку транера (п. 3), с допускаемыми значениями давлений (п. 1) определяют рабочий шнуровой заряд ЭВВ, его диаметр и массу на погонный метр.

## **заключение**

1. Проведено аналитическое и экспериментальное исследование работоспособности, прочности и надёжности неразрушаемых трансляторов детонации (транеров) на основе ЭВВ «Транелит».

2. По теории Мизеса в гидродинамическом приближении решена задача по определению прочности металлической оболочки транера – цилиндрической трубки из нержавеющей стали марки 12Х18Н10Т с наружным диаметром 4,5 мм и толщиной стенки 0,9 или 1,0 мм, полностью находящейся в пластическом состоянии. Определены пределы прочности трубки с различной толщиной стенки и с заданным коэффициентом запаса – 1,5.

3. Проведены расчёты теплоты, температуры взрыва и объёма газообразных продуктов взрыва транелита. Выполнены расчёты детонационных параметров транелита по термодинамической программе ВКВ-Т, а также изоэнтропы расширения продуктов его детонации. Определены расчётные давления продуктов взрыва зарядов различного диаметра, воздействующие на металлическую оболочку транера.

4. На основании экспериментальных исследований, проведенных в СКТБ «Технолог», подтверждена работоспособность и прочность конструкции транеров, в том числе с мажорирующей оценкой избыточного давления в трубке при детонации тране-

лита с бóльшим (до 0,95 мм) по сравнению с рабочим (0,65 мм) диаметром заряда. Определён коэффициент падения давления продуктов взрыва транелита из-за сопротивления медной оболочки и обмотки из кевлара их расширению. Определены остаточные деформации металлической оболочки транера в штатном исполнении, которые составили величину около 4%. Полученные результаты использованы для подтверждения показателей надёжности конструкции транеров.

5. На основании полученных результатов исследований разработана методика расчета прочности конструкции неразрушаемых трансляторов детонации на основе ЭВВ при их функционировании.

Авторы благодарят кандидата технических наук В.А. Вирченко за проведение расчетов детонационных параметров и изоэнтропы расширения продуктов детонации транелита по программе ВКВ-Т.

## **список литературы**

*Вирченко В.А., Анискевич В.В., Ахметзянов А.И. и др.* Исследование взрывчатых характеристик молекулярного комплекса бензотрифуроксан-антрацен // Физика горения и взрыва. 2014. Т. 50, № 2. С. 110-114.

*Дерибас А.А.* Метание металлических пластин тангенциальной детонационной волной // Прикладная механика и техническая физика. 2000. Т. 41, № 5. С. 68-73.

*Душенок С.А., Котомин А.А., Ефанов В.В., Горовцов В.В.* Создание неразрушаемых трансляторов детонации // Сб. научн. трудов НПО им. С.А. Лавочкина, Российская академия космонавтики им. К.Э. Циолковского. М., 2000. Вып. 2. С. 150-154.

*Ефанов В.В., Горовцов В.В., Подобедов Я.Г., Котомин А.А. и др.* Новое поколение детонационных устройств разделения конструкции космических аппаратов (основы проектирования) // Actual Problems of Aviation and Aerospace Systems: processes, models, experiment. 2007. Т. 12, № 3. С. 18-25.

*Котомин А.А., Широкова Н.П., Душенок С.А., Брешиев Е.Н. и др.* Давление детонации зарядов ВВ, применяемых в системах разделения космических аппаратов // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2010. № 3. С. 27-35.

*Работнов Ю.Н.* Сопротивление материалов. Физматгиз, 1962. 456 с.

*Статья поступила в редакцию 17.04.2015 г.*

## РАСШИРЕНИЕ ФУНКЦИОНАЛЬНЫХ ВОЗМОЖНОСТЕЙ СИСТЕМЫ КОНТРОЛЯ И ДИАГНОСТИКИ БОРТОВОГО КОМПЛЕКСА УПРАВЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ЗА СЧЕТ ВСТРОЕННЫХ РЕКОНФИГУРИРУЕМЫХ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНЫХ СТРУКТУР



**А.Е. Ширшаков<sup>1</sup>**,  
кандидат технических наук,  
shirshakov@laspace.ru;  
**A.E. Shirshakov**



**В.М. Новичков<sup>2</sup>**,  
доцент, кандидат технических наук,  
v13217@ya.ru;  
**V.M. Novichkov**

*Предложен способ расширения функциональных возможностей системы контроля и диагностики в поиске неисправностей бортового комплекса управления космического аппарата за счет свойств реконфигурируемых вычислительных структур. Рассмотрена возможность реализации бортового диагностирования элементов бортового комплекса управления методом дублирования. Приведена структурная схема системы контроля и диагностики, построенной на базе встроенных реконфигурируемых вычислительных структур.*

*Ключевые слова:*  
бортовой комплекс управления;  
контроль; диагностика;  
диагностическая модель;  
реконфигурация.

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

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

<sup>2</sup> ФГБОУ ВПО «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)», Россия, г. Москва.

Moscow Aviation Institute (National Research University), Russia, Moscow.

## ENHANCEMENT OF THE FUNCTIONAL CAPABILITIES OF CONTROL AND DIAGNOSTIC SYSTEM FOR SC ONBOARD CONTROL SYSTEM DUE TO BUILT-IN RECONFIGURABLE COMPUTING STRUCTURES



**Л.В. Савкин<sup>3</sup>**,  
аспирант<sup>1</sup>,  
slb@laspace.ru;  
**L.V. Savkin**



**А.С. Макаров<sup>3</sup>**,  
makarov.bas@gmail.com;  
**A.S. Makarov**

*The method of enhancement of the functional capabilities of control and diagnostic system during search for the SC onboard control system failures due to properties of the reconfigurable computing structures is offered. A possibility of implementation of onboard diagnosing of onboard control system elements by a redundancy method is considered. The flowchart of the control and diagnostic system based on the built-in reconfigurable computing structures is provided.*

*Keywords:*  
onboard control system;  
control; diagnostics;  
diagnostic model;  
reconfiguration.

<sup>3</sup> Филиал ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина», Россия, г. Калуга.

Affiliate of Federal Enterprise «Lavochkin Association», Russia, Kaluga.

## **введение**

С непрерывным ростом сложности аппаратно-программного построения бортовых комплексов управления (БКУ) современных космических аппаратов (КА) усложняются методы и средства проведения функционального контроля и диагностики данных типов служебных систем КА.

Задача повышения эффективности диагностического обеспечения БКУ важна не только с точки зрения выяснения причин, приведших к возникновению неисправности или отказа той или иной подсистемы БКУ ранее срока активного существования КА. Ее актуальность заключается, в первую очередь, в повышении эффективности методов контроля и диагностики технического состояния БКУ КА с целью максимально точной локализации неисправностей для обеспечения возможности их своевременного изолирования и последующего устранения, что является важнейшей составляющей обеспечения безотказного функционирования систем КА и его надежности в целом.

Как правило, в составе большинства БКУ современных КА можно выделить бортовую цифровую вычислительную систему (БЦВС), обеспечивающую выполнение вычислительных и управляющих процессов в рамках задач, решаемых БКУ того или иного КА. Аппаратную и программную составляющие, на которых реализуются алгоритмы диагностики и контроля БКУ, относят к системе диагностики и контроля (СКД) вычислительной системы БКУ. СКД при этом представляет собой специализированное программно-алгоритмическое обеспечение, которое совместно с базовой операционной системой входит в состав системного программного обеспечения (ПО) БЦВС, не выделяясь как самостоятельная аппаратная подсистема среди других подсистем БКУ.

Посредством СКД осуществляется контроль работоспособности БКУ, формируются признаки аппаратной и функциональной исправности, массивы входной и выходной контрольно-измерительной информации, осуществляется реконфигурация БЦВС в случае обнаружения отказа одной или нескольких вычислительных подсистем.

Несмотря на то, что вычислительные ресурсы БЦВС обеспечивают решение всех известных функциональных задач, стоящих перед современными КА с определенными технологическими запасами по памяти и быстродействию, некоторые сбои и неисправности, возникающие в БКУ, не всегда удается локализовать с высокой степенью точности. Сложная высокоинтегрированная электронная компонентная база (ЭКБ) БКУ, такая, как центральные процессоры

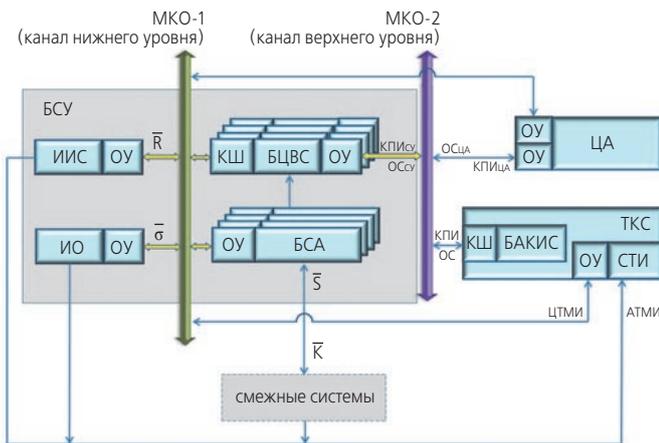
(ЦП), процессоры ввода-вывода, микроконтроллеры (МК), программируемые логические интегральные схемы (ПЛИС), при возникновении в них неисправностей очень часто не выходят из строя полностью, а продолжают функционировать некорректно. СКД после фиксации неисправности в БКУ и ее изолирования производит восстановление работоспособности БКУ, как правило, посредством реконфигурации. При этом нередко остается невыясненной точная причина неисправности тех же ЦП, МК или ПЛИС на периферийных участках, не говоря уже об уровнях аппаратного ядра, памяти и элементов низкого аппаратного уровня (логические вентили, триггеры, коммутаторы).

Специфика некоторых сложных типов аппаратных и программных отказов, возникающих в подсистемах БКУ, и необходимость в высокой степени идентификации состояния БКУ могут потребовать от СКД глубокого перестроения диагностической модели и введения дополнительного аппаратного элемента в состав БКУ, что не всегда может быть предусмотрено функциональными возможностями применяемых сегодня программных СКД. Помимо этого, ключевую роль в решении проблемы построения эффективного и многофункционального диагностического обеспечения СКД КА играют поиски методов и средств повышения гибкости диагностических алгоритмов и их адаптации к аппаратным и программным неисправностям, возникающим в условиях внешних воздействующих факторов (ВВФ), характерных для эксплуатации КА.

Исследуя различные подходы по построению эффективной и многофункциональной СКД БКУ, нельзя не рассматривать возможность аппаратного выделения СКД из состава программно-алгоритмического обеспечения БЦВС и использования ее в качестве самостоятельной подсистемы БКУ. С этой целью предлагается расширение функциональных возможностей СКД за счет использования свойств так называемых реконфигурируемых вычислительных структур (РВС), практическая реализация которых возможна сегодня благодаря стремительному развитию радиационно стойкой высокоинтегрированной ЭКБ.

## **1. Организация встроенного контроля при диагностике БКУ КА**

Для корректной оценки возможности аппаратного выделения СКД и использования ее в качестве самостоятельной подсистемы БКУ рассмотрим структурную схему типовых бортовых систем управления (рисунок 1), разрабатываемых в МОКБ «МАРС» (Бровкин А.Г. и др., 2010).



**рисунок 1.** Структурная схема бортовой системы управления

Данная структура построения бортовых систем (комплексов) управления четко прослеживается в системах управления таких КА, как «МОНИТОР-Э», «КАЗСАТ», «ЭКСПРЕСС-МД1», «ЭЛЕКТРО-Л» и «СПЕКТР-Р».

Базовой для всех БКУ, разрабатываемых МОКБ «МАРС», является БЦВС «МАРС-4», представляющая собой четырехгранную БЦВМ, где вычислительным и информационным ядром каждой грани служит двухпроцессорный комплекс «центральный процессор – процессор ввода-вывода» (Бровкин А.Г. и др., 2010).

В состав БКУ, как правило, входят также блоки силовой автоматики (БСА), обеспечивающие коммутацию электропитания и электрическое взаимодействие со смежными системами; информационно-измерительная система (ИИС), состав и характеристики которой определяются условиями функционирования КА, решаемыми задачами и предъявляемыми требованиями по точности измерений. Кроме того, в состав БКУ входят различные исполнительные органы (ИО), состав и характеристики которых определяются инерционно-массовыми характеристиками КА, а также заданными требованиями по динамике и точности стабилизации.

Каждая из подсистем БКУ имеет оконечное устройство (ОУ), что чаще всего представляет собой интерфейс обмена данными, через который осуществляется прием и выдача информации в шины передачи данных.

На рисунке 1 показано, что связь БЦВС с подсистемами БКУ, а также с целевой аппаратурой (ЦА) и системой телеметрических измерений, входящей в состав телекомандной системы (ТКС), осуществляется по мультиплексному каналу обмена (МКО-1). С помощью второго канала обмена (МКО-2) бортовая аппаратура командно-измерительной системы (БАКИС), обеспечивающая прием данных от назем-

ного комплекса управления (НКУ), взаимодействует с БЦВС и ЦА. БЦВС также является контроллером шины для всех устройств, кроме БАКИС, для которой БЦВС является ОУ.

Информация о параметрах состояния КА, обозначенная вектором  $\bar{R}$ , формируется в ИИС и поступает в БЦВС, где используется в вычислительных алгоритмах. Вектор управления  $\bar{\sigma}$ , сформированный в БЦВС в результате обработки вектора  $\bar{R}$ , передается на ИО. БСА принимают от смежных систем КА информационный вектор сигналов  $\bar{S}$  и передают управляющие команды на смежные системы в виде вектора команд  $\bar{K}$ . Командно-программная информация (КПИ) поступает из НКУ через ТКС в БКУ, а аналоговая и цифровая телеметрическая информация – в обратном порядке. Кроме того, БКУ с ЦА также обмениваются КПИ.

Рисунок 1 иллюстрирует также наличие резервных подсистем в составе БКУ. На нем показано четырехгранное резервирование аппаратуры БЦВС и БСА.

В различных типах КА могут прослеживаться разные принципы резервирования подсистем БКУ и использоваться разное число резервной аппаратуры отдельных подсистем БКУ. Важным моментом здесь является то, что функции переключения резервной аппаратуры БКУ и контроль их работоспособности возложены непосредственно на СКД.

Контроль и диагностика БКУ, реализуемые посредством СКД, должны быть многоуровневыми не только в отношении контролируемых аппаратных уровней подсистем БКУ, но и по отношению к диапазонам изменения значений контролируемых параметров.

Наиболее распространенной разновидностью многоуровневого контроля является идентификация значения контролируемого параметра по отношению к допустимому и среднестатистическому диапазонам изменения. В этом случае производится контроль параметра по соотношениям (Кравец В.Г., 1995)

$$X_{\text{ист.н}} < X_i < X_{\text{ист.в}}; X_{\text{доп.н}} < X_i < X_{\text{ист.н}};$$

$$X_{\text{доп.в}} > X_i > X_{\text{ист.в}}; X_i < X_{\text{доп.н}}; X_i > X_{\text{доп.в}},$$

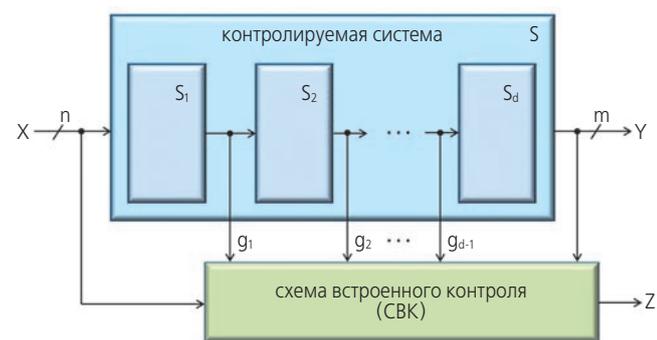
где  $X_{\text{ист.н}}$ ,  $X_{\text{ист.в}}$  – нижнее и верхнее среднестатистические значения измеряемого параметра (получаемые по результатам опыта летных испытаний, а на начальном этапе – по результатам наземных испытаний систем и моделирования);  $X_{\text{доп.н}}$ ,  $X_{\text{доп.в}}$  – нижнее и верхнее допустимые значения измеряемого параметра.

При нахождении всех контролируемых параметров БКУ КА в среднестатистическом диапазоне СКД формирует заключение о нормальном состоянии системы. Если значение контролируемого параметра  $X_i(t)$  выходит за среднестатистические значения в пределах допустимого порога, то формируется предупреждающая информация. Если же допустимый по-

рог превышен, то формируется заключение о неисправном состоянии контролируемой системы.

Соотнесение значения контролируемого параметра с соответствующим ему диапазоном изменения значений легко реализуется посредством программной СКД, используемой в вышепредставленных типах БКУ.

Вместе с тем, в технической диагностике одним из широко распространенных методов анализа состояния фрагментов дискретных вычислительных систем является так называемая диагностика аппаратуры методом дублирования (Сапожников В.В. и др., 2004). В данном методе анализ функционирования аппаратуры осуществляется посредством сравнения функционирования диагностируемой аппаратуры и идентичной ей дублирующей (эталонной) аппаратуры. Невозможность реализации этого метода применительно к элементам БКУ связана, как правило, с жесткими габаритно-массовыми ограничениями, предъявляемыми к аппаратуре КА, которые не позволяют иметь дублирующую аппаратуру лишь для задач бортового диагностирования. Кроме того, данный метод, направленный для диагностирования БКУ, потребует широкого набора аппаратно-программных средств, в особенности, если дело касается диагностирования отдельных фрагментов схем БЦВС. Это, в свою очередь, потребует организации СКД по принципу встроенного контроля (рисунок 2), где схема встроенного контроля (СВК) для формирования вектора ошибок  $\bar{Z}$  в процессе анализа функционирования БКУ, помимо программно-алгоритмических средств диагностики и контроля, должна будет иметь в своем составе фрагменты аппаратных средств БКУ.



**рисунок 2.** К пояснению принципа встроенного контроля БКУ

Кроме контроля параметров  $n$ -мерного вектора входных воздействий  $\bar{X} = (x_1, x_2, \dots, x_n)$  и параметров управляющих команд, задаваемых  $m$ -мерным вектором  $\bar{Y} = (y_1, y_2, \dots, y_m)$ , СВК совместно с контролем промежуточных данных  $g_i, i = \overline{1, d}$ , где  $d$  – номер этапа обработки (преобразования) данных, осуществляемых подсистемой  $S_i, i = \overline{1, d}$ , должна будет обе-

спечивать возможность проведения диагностики элементов аппаратуры БКУ методом дублирования.

Реализовать СКД по принципу встроенного контроля предлагается на базе РВС, благодаря которым возможно создание эталонной аппаратной конфигурации диагностируемых элементов БКУ, используя при этом один и тот же аппаратный вычислительный ресурс ПЛИС.

## 2. РВС и их применение в задачах контроля и диагностики БКУ КА

РВС относятся к классу вычислительных систем с нетрадиционной архитектурой. При этом, в отличие от известных архитектур, достигается высокая реальная производительность вычислительной системы на широком классе задач, а также почти линейный рост производительности при увеличении числа процессоров (Каляев И.А. и др., 2009). Кроме многопроцессорных РВС, существует еще целый ряд способов организации реконфигурируемых вычислений, включающий аппаратные методы, которые строятся на базе коммутируемых логических элементов (вентилей). Данный тип РВС и предлагается использовать в СКД БКУ.

Здесь необходимо отметить работы таких ответственных исследователей, как А.В. Каляев (Каляев А.В., 1984), Э.В. Евреинов и В.Г. Хорошевский (Евреинов Э.В., 1981; Евреинов Э.В., Хорошевский В.Г. 1978), И.В. Прангишвили (Прангишвили И.В. и др., 1967), которые заложили многие теоретические основы для формирования концепции РВС и позволили ей успешно развиваться во многих научных и прикладных областях по сегодняшний день.

Самые распространенные типы РВС строятся на базе ПЛИС, которые, в свою очередь, являются сложной высокоинтегрированной микросхемой, способной многократно менять свою внутреннюю конфигурацию в зависимости от управляющей программы. Используемые в РВС ПЛИС, как правило, представляют собой матричную структуру, элементами которой являются коммутируемые логические блоки (КЛБ). Матричная организация КЛБ обеспечивает возможность последовательно-параллельного распределения вычислений в виде ориентированного графа, топология которого соответствует информационной структуре решаемой задачи.

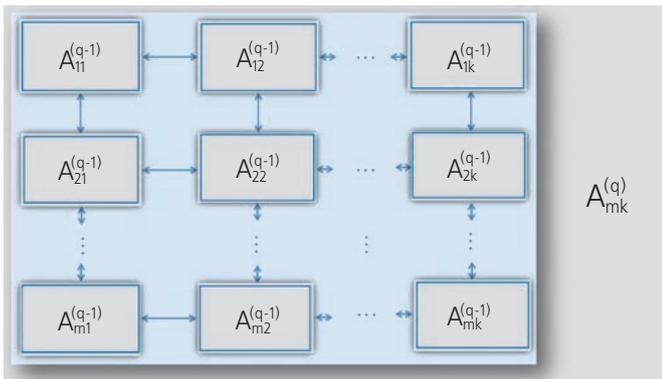
Возможность топологической адаптации архитектуры РВС к информационной структуре вычислительной задачи наделяет свойством «гибкости» алгоритмы диагностики, что предлагается использовать в диагностическом обеспечении БКУ КА при необходимости глубокого перестроения диагностических моделей БКУ в процессе их адаптации к сложным типам неисправностей или отказов.

### 3. Многоуровневая реконфигурация СКД и гибкость диагностических моделей БКУ

Уровни аппаратной конфигурации СКД, реализуемой на базе РВС, предлагается распределять по иерархическому принципу в виде вложенных матричных наборов, начиная с уровня отдельных логических элементов (КЛБ), входящих в состав ПЛИС, и вплоть до подсистем, образующих независимые диагностические модели.

Матричное расположение базовых компонентов в ПЛИС обеспечивает возможность распределения вычислительных ресурсов диагностической системы на различных участках топологии реконфигурируемого вычислительного поля (РВП).

Каждый уровень аппаратной конфигурации СКД образовывается путем создания необходимой для диагностической модели комбинации связей между матричными элементами предыдущего уровня. На рисунке 3 показано, что элементы  $q$ -го уровня аппаратной конфигурации СКД образованы путем изменения (комбинации) связей между элементами  $(q-1)$ -го аппаратного уровня.



рисунк 3. Рост уровней аппаратной конфигурации

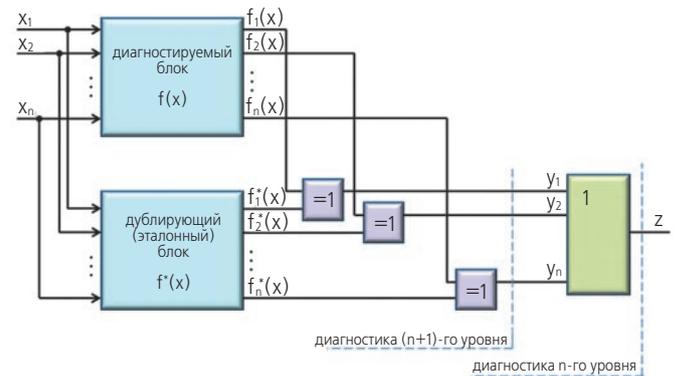
Любое изменение алгоритма диагностики будет приводить либо к реконфигурации одного из аппаратных уровней, либо к изменению уровня аппаратной конфигурации.

Ввиду того, что речь идет о реализации реконфигурируемой диагностической системы на базе ПЛИС, нельзя не отметить довольно узкую номенклатуру ЭКБ, способной надежно функционировать в условиях ВВФ в течение длительного периода. При этом серийность специализированных микросхем крайне низка и может составлять сотни или даже десятки микросхем (Денисов А.Н. и др., 2012).

Таким образом, РВС предоставляют возможность создания СКД с корректируемой архитектурой, число реконфигурируемых уровней которой будет ограничиваться лишь сложностью диагностических алгоритмов и характеристиками используемых типов ПЛИС.

### 4. Реализация диагностики аппаратных элементов БКУ методом дублирования

На рисунке 4 представлен пример реализации диагностического алгоритма методом дублирования с помощью дублирующего (эталонного) блока и двух типов базовых логических элементов: «Исключающее ИЛИ» и «ИЛИ».



рисунк 4. К принципу диагностики методом дублирования

Диагностика блока, нормальное функционирование которого описывается набором функций  $f_i(x), i = \overline{1, n}$ , осуществляется с помощью дублирующего (эталонного) блока, характеристики которого аналогичны диагностируемому и описываются набором функций  $f_i^*(x), i = \overline{1, n}$ , где  $i$  – номер канала тестирования.

При подаче на входы диагностируемого и дублирующего блоков тестового сигнала  $X = \{x_1, x_2, \dots, x_n\}$  на выходе диагностируемого блока, при его исправном состоянии, ожидается получение тех же откликов, что и в дублирующем, т.е.

$$f_i(x) = f_i^*(x), i = \overline{1, n}.$$

С помощью логических элементов «Исключающее ИЛИ» реализуется операция сложения по модулю два функций откликов диагностируемого и дублирующего блоков, т.е.

$$y_i = f_i(x) \oplus f_i^*(x), i = \overline{1, n},$$

где  $y_i$  – выходное значение сигнала на  $i$ -м элементе «Исключающее ИЛИ».

В случае поступления на вход логического элемента «Исключающее ИЛИ» разных функций от диагностируемого и дублирующего блоков, т.е.

$$f_i(x) \neq f_i^*(x), i = \overline{1, n},$$

на его выходе сформируется логическая единица, что будет свидетельствовать о неисправности диагностируемого блока на его  $(n+1)$ -м диагностическом уровне.

# РАСШИРЕНИЕ ФУНКЦИОНАЛЬНЫХ ВОЗМОЖНОСТЕЙ СИСТЕМЫ КОНТРОЛЯ И ДИАГНОСТИКИ БОРТОВОГО КОМПЛЕКСА УПРАВЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ЗА СЧЕТ ВСТРОЕННЫХ РЕКОНФИГУРИРУЕМЫХ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНЫХ СТРУКТУР

Здесь на логическом элементе «ИЛИ» реализуется функция общей оценки состояния  $z$  диагностируемого блока  $f(x)$ , которая может принимать только два значения: «0» или «1». Состояние диагностируемого блока можно описать с помощью функции  $z$  следующим образом:

$$z = y_1 \vee y_2 \vee \dots \vee y_n = \begin{cases} 0, (f(x) - \text{исправно}); \\ 1, (f(x) - \text{неисправно}), \end{cases}$$

где  $y_1, y_2, \dots, y_n$  – сигналы на выходах логических элементов «Исключающее ИЛИ» в каждом из каналов тестирования.

Показанный пример иллюстрирует проявление двух уровней диагностики. Первый диагностический уровень достигается с помощью функции  $z$ , описывающей общее состояние диагностируемой системы, т.е. сам факт наличия или отсутствия в ней неисправностей. Повышение же диагностического уровня на единицу позволяет локализовать неисправность до конкретного функционального участка ( $i$ -го канала) диагностируемого блока.

Самым важным свойством РВС, применительно к данному примеру, является то, что дублирующий блок и логические элементы «Исключающее ИЛИ» и «ИЛИ» можно реализовать с помощью одной только РВС непосредственно в бортовой СКД. Вычислительный ресурс РВС должен рассчитываться исходя из сложности элементов БКУ, диагностируемых методом дублирования.

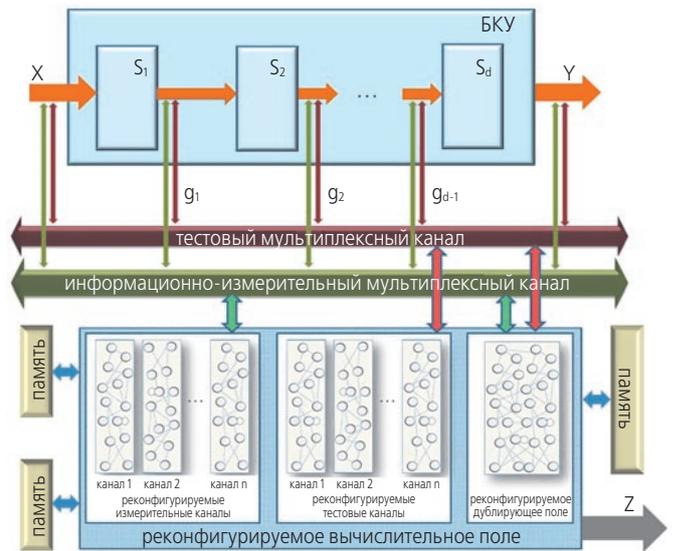
Кроме того, наличие реконфигурируемого аппаратного участка в СКД позволит тестировать ПО без задействования для этого функциональной аппаратуры БКУ.

## 5. Построение СКД БКУ с реконфигурируемыми блоками

Исходя из вышеописанных возможностей по многоуровневой реконфигурации, которые могут использоваться в СКД, способной реализовать диагностику элементов БКУ методом дублирования, рассмотрим рисунок 5, на котором приведена структурная схема предлагаемой СКД БКУ с СВК, построенной на базе встроенных РВС.

Здесь показано, что СВК реализована полностью на РВП, вычислительные ресурсы которого распределены на три основные части:

- реконфигурируемые измерительные каналы (РИК);
- реконфигурируемые тестовые каналы (РТК);
- реконфигурируемое дублирующее поле (РДП).



**рисунок 5.** Структурная схема СКД БКУ КА с СВК, построенной на базе РВС

РИК РВС отведены для измерительных каналов, каждый из которых требует самостоятельного алгоритма опроса контрольных точек БКУ. С помощью РИК осуществляется встроенный контроль промежуточных данных  $g_i$ , о котором говорилось выше.

В РТК РВС формируются независимые тестовые сигналы, посредством которых осуществляется тестирование и проверка функционирования элементов БКУ на основных этапах (подсистемы  $S_i$ ) обработки (преобразования) данных.

РДП РВС предназначено для формирования необходимых аппаратных устройств для проведения диагностики методом дублирования, а также для тестирования ПО. Реконфигурационный и вычислительный ресурсы РДП должны быть рассчитаны таким образом, чтобы можно было осуществлять формирование сложных элементов БКУ, включая процессорные ядра БЦВС, цифровые сигнальные процессоры (DSP) и устройства памяти, пополняя, при необходимости, наборы эталонных функций в модулях памяти РВП, чтобы сократить общее время формирования тестовых и проверочных сигналов СКД.

Здесь следует отметить еще одно достоинство использования метода дублирования в диагностике элементов БКУ. Возможность создания дублирующих аппаратных элементов БКУ позволит восстанавливать вышедшие из строя отдельные аппаратные составляющие БКУ, не используя при этом резервную аппаратуру более целостных подсистем БКУ.

Обмен данными между элементами БКУ и СВК осуществляется через два независимых мультиплексных канала: тестовый и информационно-измерительный.

В качестве критерия оптимальности диагностических алгоритмов можно применять минимум средних потерь (например, минимум среднего времени поиска дефектных состояний) (Иванов Ю.П. и др., 2004)

$$\min \sum_{S_h \in S} C(S_h)P(S_h),$$

где  $C(S_h)$  – затраты, связанные с проведением проверок, требуемых при поиске  $S_h$  состояния;  $P(S_h)$  – вероятность  $h$ -го состояния,  $h = \overline{1, H}$  – число состояний объекта диагностирования, т.е. БКУ.

В нашем случае, ввиду того, что элементы диагностической подсистемы БКУ будут реконфигурируемыми, одним из аргументов функции  $C(S_h)$  будет являться параметр  $W(C(a_r), C(b_t), C(c_y))$ , где  $C(a_r)$  – затраты, связанные с приведением РИК к конфигурации  $a_r$ ,  $r = \overline{1, R}$  – общее число возможных конфигураций РИК;  $C(b_t)$  – затраты, связанные с приведением РТК к конфигурации  $b_t$ ,  $t = \overline{1, T}$  – общее число возможных конфигураций РТК;  $C(c_y)$  – затраты, связанные с приведением РДП к конфигурации  $c_y$ ,  $y = \overline{1, Y}$  – общее число возможных конфигураций РДП.

В модулях памяти может содержаться библиотека сигнатур, необходимая для проведения диагностики БКУ методом сигнатурного анализа. Помимо этого, данная память обеспечивает хранение признаков неисправностей БКУ и классификатора аппаратно-программных неисправностей, которые в процессе работы диагностической системы могут пополняться как новыми признаками неисправностей БКУ, так и соответствующими им категориями и классами неисправностей и отказов.

Таким образом, каждая часть РВП может кардинальным образом менять свою конфигурацию в процессе адаптации диагностических моделей СКД к сложным типам неисправностей в БКУ КА, являясь при этом гибким вычислительным инструментом, предназначенным для поиска неисправностей в БКУ с высокой степенью точности.

## ВЫВОДЫ

Диагностическое обеспечение, построенное на базе РВС, позволяет перестраивать и создавать новые диагностические модели, используя один и тот же вычислительный ресурс СКД.

Использование многоуровневых реконфигурируемых систем в аппаратном диагностическом обеспечении позволит воспроизводить и имитировать работу сложных элементов БКУ.

РВС позволяют осуществлять диагностику сложных элементов бортовых систем КА методом дублирования, создавая необходимую дублирующую аппаратуру непосредственно на борту КА.

Предложенный вариант структурной схемы СКД БКУ КА с СВК, построенной на базе РВС, позволит обеспечить высокую степень локализации неисправностей и сбоев в БКУ, поскольку способен менять диагностические модели на всех уровнях аппаратной диагностики.

Свойства встроенной СВК на основе РВС можно использовать для восстановления отдельных элементов бортовой аппаратуры, если это заранее предусматривать в аппаратно-программном построении функциональной части бортовых систем.

## список литературы

Бровкин А.Г., Бурдыгов Б.Г., Гордийко С.В. и др. Бортовые системы управления космическими аппаратами / Под ред. проф. А.С. Сырова. М.: Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2010. 304 с.

Денисов А.Н., Коняхин В.В., Якунин А.Н., Бец В.П. Разработка аппаратуры космического применения с использованием базовых матричных кристаллов // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2012. № 5. С. 67-72.

Евреинов Э.В. Однородные вычислительные системы, структуры и среды. М.: Радио и связь, 1981. 208 с.

Евреинов Э.В., Хорошевский В.Г. Однородные вычислительные системы. Новосибирск: Наука, 1978. 319 с.

Иванов Ю.П., Никитин В.Г., Чернов В.Ю. Контроль и диагностика измерительно-вычислительных комплексов: учеб. пособие. СПб.: СПбГУАП, 2004. 98 с.

Каляев А.В. Многопроцессорные системы с программируемой архитектурой. М.: Радио и связь, 1984. 240 с.

Каляев И.А., Левин И.И., Семерников Е.А., Шмойлов В.И. Реконфигурируемые мультиматричные вычислительные структуры / Под общ. ред. И.А. Каляева. 2-е изд., перераб., доп. Ростов-на-Дону: Изд-во ЮНЦ РАН, 2009. 344 с.

Кравец В.Г. Автоматизированные системы управления космическими полетами. М.: Машиностроение, 1995. 256 с.

Прангишвили И.В., Абрамова Н.А., Бабичева Б.В., Игнатущенко В.В. Микроэлектроника и однородные структуры для построения логических и вычислительных устройств. М.: Наука, 1967. 228 с.

Сапожников В.В., Сапожников Вл.В. Основы технической диагностики: учеб. пособие для студентов вузов ж-д. транспорта. М.: Маршрут, 2004. 318 с.

Статья поступила в редакцию 05.11.2014 г.

## ПОДДЕРЖКА ПРИНЯТИЯ РЕШЕНИЙ ПРИ ПАРИРОВАНИИ АВАРИЙНЫХ СИТУАЦИЙ НА БОРТУ МЕЖДУНАРОДНОЙ КОСМИЧЕСКОЙ СТАНЦИИ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНЫХ ТЕХНОЛОГИЙ (ОКОНЧАНИЕ)<sup>1</sup>



**М.М. Матюшин<sup>2</sup>,**  
кандидат технических  
наук,  
matushin@scsc.ru;  
**M.M. Matushin**

**Н.В. Мишурова<sup>2</sup>,**  
аспирант,  
trigonella@mail.ru;  
**N.V. Mishurova**

*В статье рассматривается возможность использования интеллектуальных технологий для своевременного выявления аварийных ситуаций и их парирования на борту Международной космической станции в процессе оперативного контроля. Рассмотрен пример парирования разгерметизации.*

*Ключевые слова:*  
Международная космическая станция;  
аварийные ситуации; принятие решений;  
онтология Международной космической станции;  
мультиагентные технологии.

<sup>1</sup> Начало статьи см. в журнале «Вестник «НПО им. С.А. Лавочкина». 2014. № 4. С. 89-96.

The beginning of the article see in the «Vestnik «NPO im. S.A. Lavockina». 2014. № 4. P. 89-96.

## INTELLIGENT TECHNOLOGIES FOR DECISION SUPPORT DURING PARRYING EMERGENCY SITUATIONS ON INTERNATIONAL SPACE STATION (COMPLETION)



**П.О. Скобелев<sup>3</sup>,**  
доктор технических  
наук,  
info@smartsolutions-123.ru;  
**P.O. Skobelev**

**В.Б. Ларюхин<sup>3</sup>,**  
аспирант,  
vl@smartsolutions-123.ru;  
**V.B. Laruhin**

*The paper describes the intelligent technologies for decision making support in emergency situations on International Space Station's which require fast reaction on events on early stages of problems recognition. Intelligent system for decision making support is proposed which designed with the use of ontology management tools and multi-agent technology for coordinated real time scheduling of on-board and on-ground operations.*

*Key words:*  
International Space Station;  
emergency situations; decision-making;  
International Space Station's ontology;  
multi-agent technology.

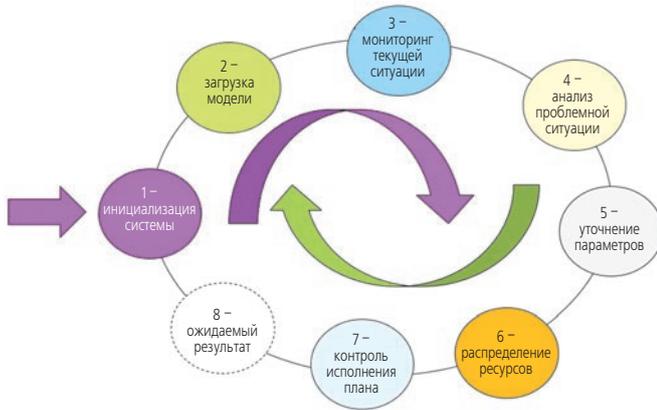
<sup>2</sup> ОАО РКК «Энергия» им. С.П. Королёва, Россия, Московская область, г. Королёв.

OAO RSC «Energia» S.P. Korolev, Russia, Moscow region, Korolev.

<sup>3</sup> НПК «Разумные решения», Россия, г. Самара.  
SEC «Smart Solution», Russia, Samara.

### 3. Интеллектуальная система поддержки принятия решений при парировании аварийных ситуаций

Разрабатываемая система призвана реализовать полный (автономный) цикл управления ресурсами в реальном времени «восприятие – планирование – исполнение», присущий любому живому организму (рисунок 4).



**рисунок 4.** Полный (автономный) цикл управления ресурсами в реальном времени

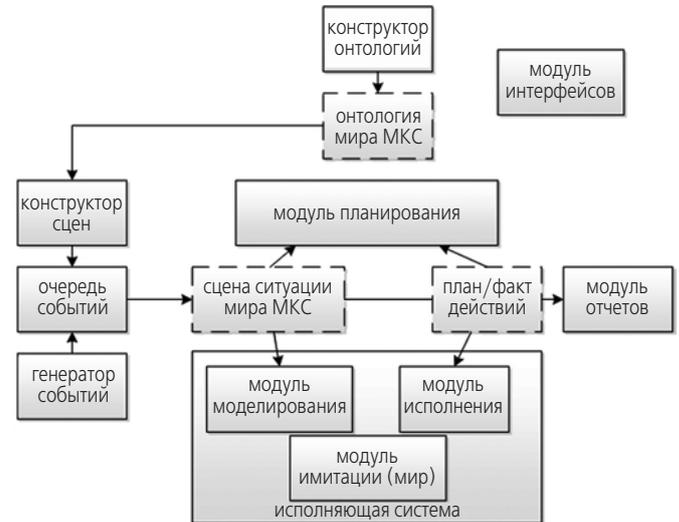
Разрабатываемая система, представляющая собой некий «ко-пилот» пользователя, предназначена для специалистов ГОГУ РС МКС. Система обеспечивает поддержку принятия решений в ходе постоянного изменения сценария парирования аварийной ситуации в зависимости от вновь возникающих в реальном времени событий (Скобелев П.О., 2010). Для этого система активно ведет информационно-коммуникационное диалоговое взаимодействие со специалистами ГОГУ с целью уточнения ситуации управления полетом, фиксации фактов и согласования действий в реальном времени.

В основе системы лежат рассмотренная выше онтология, модель и сцена РС МКС для построения формализованных моделей ситуаций оперативного управления полетом и их использования для поддержки принятия решений.

Основные функции разрабатываемой системы:

- загрузка онтологий, моделей и сцен РС МКС;
- построение и поддержание в актуальном состоянии сцены РС МКС;
- распознавание проблемной аварийной ситуации;
- выработка вариантов планирования использования бортовых средств при парировании аварийной ситуации (АС);
- согласование плана действий с пользователем (специалистом ГОГУ);
- корректировка плана в реальном времени на основе ввода факта выполнения действий или возникновения новых непредвиденных событий;
- прогнозирование риска;
- оценка достижимости результата.

Архитектура системы, которая показывает, наряду с КИС ОМС, компоненты планирования и моделирования использования ресурсов при парировании аварийных ситуаций, представлена на рисунке 5.



**рисунок 5.** Архитектура системы

Фрагмент знаний, формализованных в используемой онтологии РС МКС, представлен на рисунке 6, где показаны основные модули и подсистемы станции.

В мультиагентной системе, использующей построенную онтологию, каждому компоненту ситуации оперативного управления полетом (подсистеме, узлу, прибору, членам экипажа и т.д.), в соответствие поставлен программный агент, который действует от его имени и учитывает его цели, возможности и ограничения (Bonabeau E. et al., 2000). Такой агент представляет собой автономную программу, которая может реагировать на события, принимать решения и взаимодействовать с другими агентами или пользователями, реализуя внутренний встроенный цикл управления.

Следуя работе (Матюшин М.М. и др., 2012), введем два основных класса агентов: агентов потребностей (требований) и агентов возможностей (ресурсов), которые находятся в постоянном поиске друг друга. Цель агента потребности – найти для себя наилучшую по заданным параметрам возможность для реализации, а цель агента возможности – максимальная эффективность использования своего ресурса (рисунок 7).

Агенты возможностей и агенты потребностей представляют собой находящиеся в постоянном взаимодействии сущности, как «инь» и «янь», мира станции (Wooldridge M., 2002). В зависимости от ситуации они могут переходить от конкуренции,

## ПОДДЕРЖКА ПРИНЯТИЯ РЕШЕНИЙ ПРИ ПАРИРОВАНИИ АВАРИЙНЫХ СИТУАЦИЙ НА БОРТУ МЕЖДУНАРОДНОЙ КОСМИЧЕСКОЙ СТАНЦИИ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНЫХ ТЕХНОЛОГИЙ

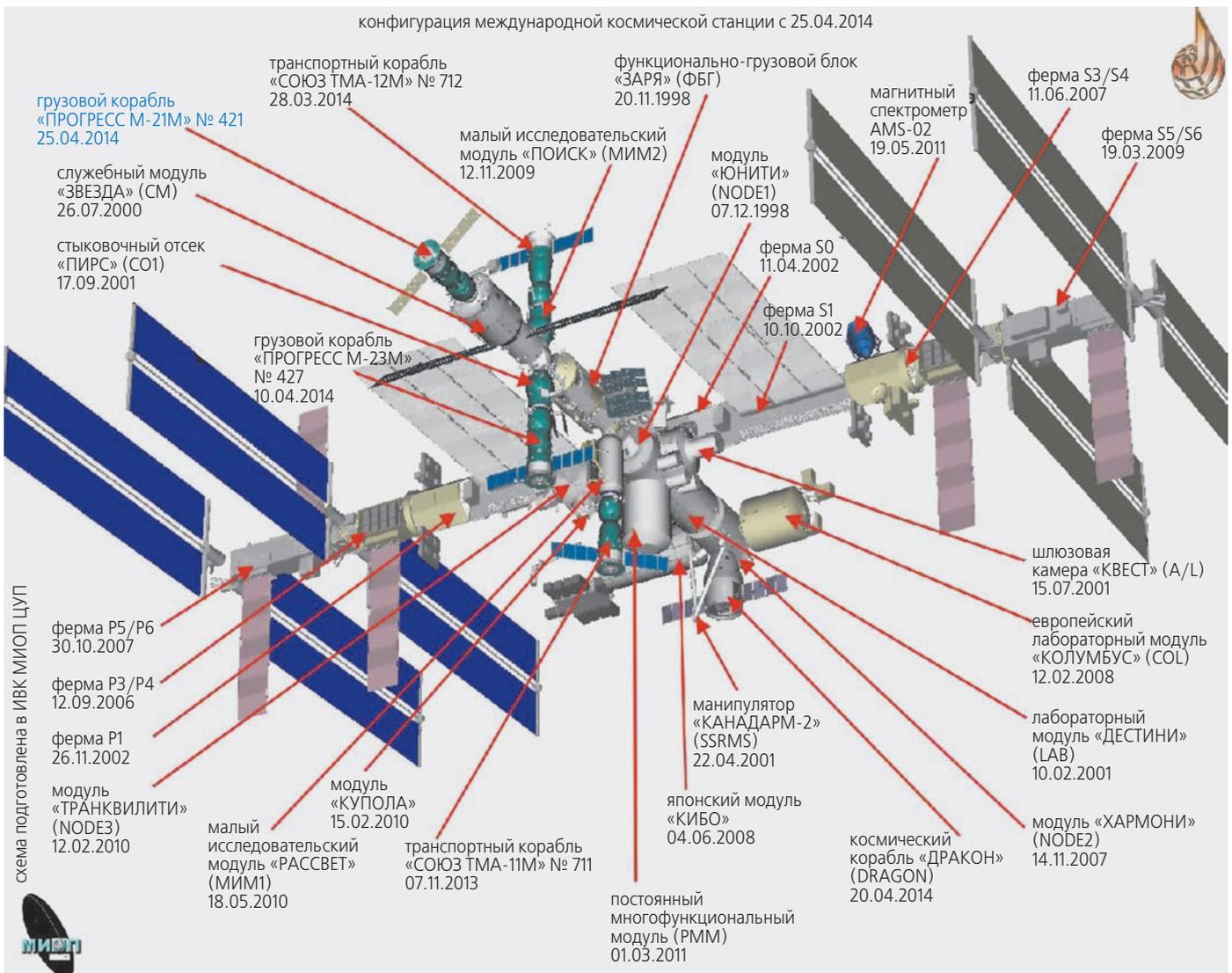


рисунок 6. Фрагмент структуры знаний, формализуемой в КИС ОМС для РС МКС

когда на одну потребность претендуют две возможности (и наоборот, две потребности борются за одну возможность), к кооперации, когда для удовлетворения одной большой потребности может быть необходимо несколько возможностей (и наоборот). В случае если некоторой потребности наилучшим образом в текущий момент времени подходит определенная возможность, а этой возможности – данная потребность, эти агенты заключают договор и устанавливают связь «нуждается в» между собой. Образующаяся сеть потребностей и возможностей, отражающую установившиеся в ходе переговоров связи между указанными агентами, для краткости будем называть сетью потребностей и возможностей (ПВ-сетью). Хотя в ней могут быть агенты, еще не нашедшие себе второй «половинки», как свободные радикалы в химии, еще не имеющие связей, что соответствует для них состоянию начального хаоса.

Например, для работы некоей научной аппаратуры на борту РС МКС требуется электропитание, т.е. может быть сопоставлен агент потребности (заказа) на электроэнергию, которая может предоставляться определенным ресурсом электроэнергии на станции – например, аккумуляторной батареей «А». Если этой научной аппаратуре лучше всего подходит именно аккумуляторная батарея «А» (например, по удобству подключения или другим параметрам), а этому источнику, встречно, наилучшим образом подходят сроки работы этой аппаратуры (с учетом скорости разрядки аккумуляторной батареи и периодичности циклирования), эти два агента могут «договориться» о сотрудничестве, т.е. заключить «договор» о взаимодействии, запланировав использование аккумуляторной батареи на определенный период времени. При этом в мире станции возникнет связь между ними, которая может быть доступной для обозрения, анализа и принятия решений для всех других агентов мира станции.

тип агента	название	описание
потребности	агент АС	проводит мониторинг сцены, распознает протекание АС, инициирует ее парирование, отслеживает процесс парирования и при исчезновении признаков АС инициирует окончание парирования
	агент варианта парирования	при возникновении АС по сигналу от агента АС инициируются по одному для каждого средства парирования поведение – поиск подходящих ресурсов посредством переговоров с соответствующими им агентами цель – найти возможные варианты планов для космонавта по использованию данного БС и выбрать из них наиболее оптимальный по критерию «максимальный прирост резервного времени»
возможности	агент бортового средства	инициируется при запуске системы для каждого бортового средства. Взаимодействует с агентом варианта парирования (отвечает на его запросы)
	агент космонавта	инициируется при запуске системы для каждого космонавта. Взаимодействует с агентом варианта парирования (отвечает на его запросы)
	агент люка	инициируется при запуске системы для каждого люка. Взаимодействует с агентом варианта парирования (отвечает на его запросы)
	агент отсека	инициируется при запуске системы для каждого отсека. Взаимодействует с агентом варианта парирования (отвечает на его запросы)

**рисунок 7.** Пример списка агентов системы для парирования разгерметизации

#### 4. Пример парирования аварийной ситуации с применением мультиагентной системы

Так же важно поддерживать давление на МКС в пределах допустимого для жизни человека уровня (Усачов В.Е. и др., 2012). В случае возникновения аварийной ситуации – разгерметизации – необходимо обеспечить быстрое обнаружение этой ситуации, т.е. по первым признакам отклонения от нормы сообщить специалисту ГОГУ о возможности данного вида АС. Это влияет не только на принятие решения, но и даёт возможность уменьшить последствия аварии. Правильная быстрая оценка текущей ситуации при управлении полётом КА – один из важных факторов определения качества работы. При обнаружении разгерметизации перед принятием решения о дальнейших действиях необходимо определить количество времени, которое остаётся до достижения давлением критического значения с учётом реального темпа падения (на рисунке 8 дана схема внутреннего объёма МКС, с основной информацией о темпе падения, резервном времени и др.). Также важно определить, какими средствами возможно увеличить это время. При использовании мультиагентных систем можно не просто быстро получить эти данные, но и иметь возможность доступа к рекомендациям

по оптимальным дальнейшим действиям экипажа и вариантам для выхода из этой аварийной ситуации (Матюшин М.М. и др., 2012).

Рассмотрим более подробно взаимодействие агентов в системе при возникновении нештатной или аварийной ситуации:

**Агент датчика давления в ТПК «СОЮЗ»:** Внимание! Зафиксировано падение давления.

**Агент ТПК «СОЮЗ»:** Внимание! Падение давления в ТПК «СОЮЗ». Возможна АС «Разгерметизация». Иницирую агента разгерметизации.

**Агент разгерметизации:** Проверяю соседние отсеки на падение давления.

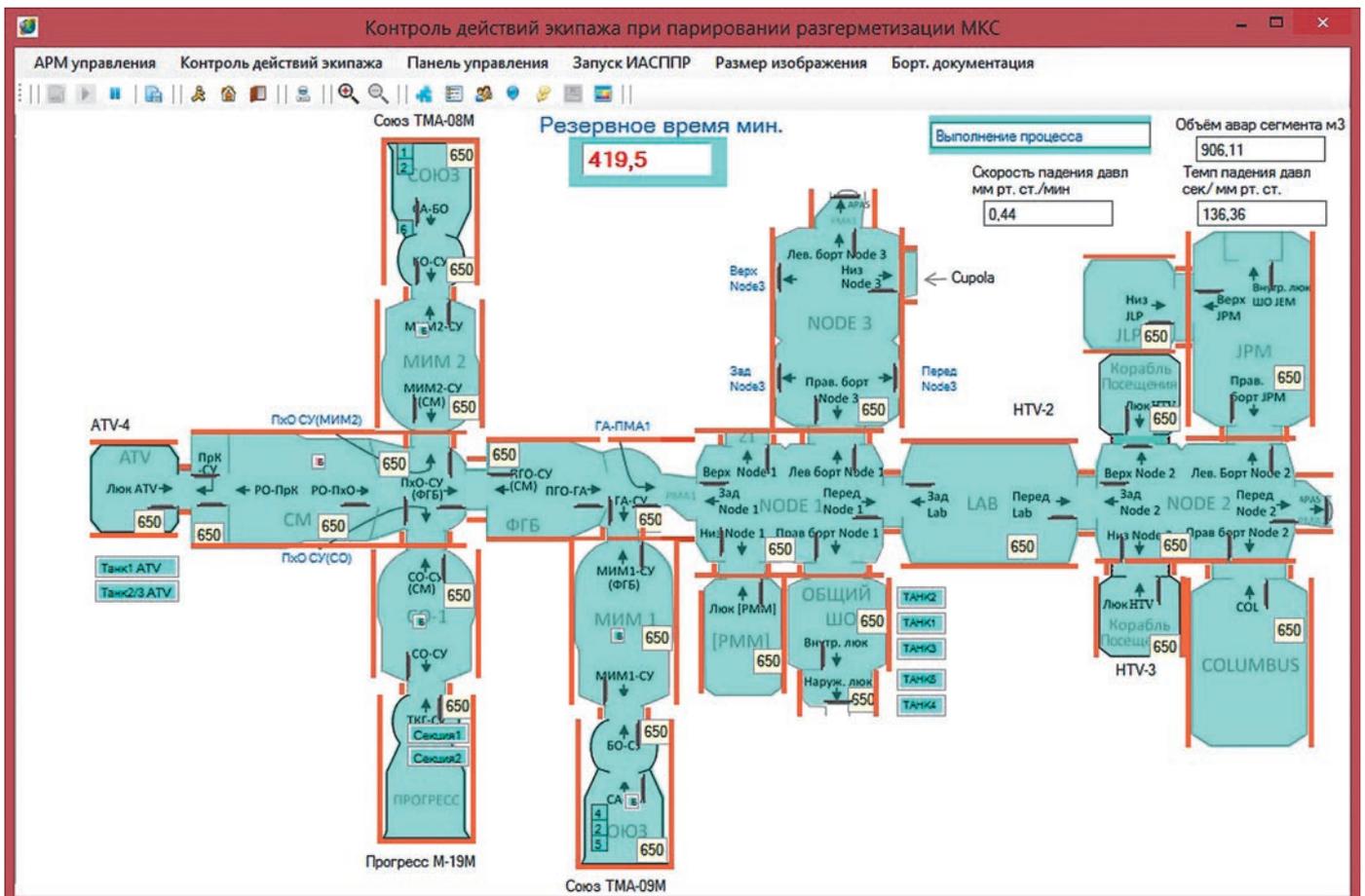
<Цепная проверка всех отсеков на факт падения давления>

**Агент разгерметизации:** В соседних отсеках с незакрытыми люками также зафиксировано падение давления. Это не ошибка датчика. Зафиксирована разгерметизация с интенсивным темпом падения давления. Начинаю поиск наиболее подходящих бортовых средств парирования АС «Разгерметизация».

**Агент отсека ФГБ:** В отсеке ФГБ нет средств парирования разгерметизации.

**Агент отсека МИМ2:** В отсеке МИМ2 найдено средство парирования разгерметизации типа Баллон наддува переносной (БНП-2).

# ПОДДЕРЖКА ПРИНЯТИЯ РЕШЕНИЙ ПРИ ПАРИРОВАНИИ АВАРИЙНЫХ СИТУАЦИЙ НА БОРТУ МЕЖДУНАРОДНОЙ КОСМИЧЕСКОЙ СТАНЦИИ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНЫХ ТЕХНОЛОГИЙ



**рисунок 8.** Пример отображения внутреннего объема МКС

**Агент ТГК «ПРОГРЕСС»:** В ТГК «ПРОГРЕСС» найдено средство парирования разгерметизации типа Секция средств подачи кислорода (СрПК).

**Агент отсека РО СМ:** В отсеке РО СМ найдено средство парирования разгерметизации типа Баллон наддува переносной (БНП-1).

**Агент разгерметизации:** Начинаю анализ имеющихся бортовых средств. СрПК не подходит, т.к. люк между МИМ1 и ТГК «ПРОГРЕСС» закрыт и нет времени его открывать. Запрашиваю состояние бортовых средств БНП-1 и БНП-2.

**Агент БНП-1:** Состояние БНП-1 – работоспособен, полон.

**Агент БНП-2:** Состояние БНП-2 – работоспособен, полон.

**Агент разгерметизации:** Начинаю анализ имеющегося местоположения членов экипажа, ответственных за парирование разгерметизации. Запрашиваю местоположение бортинженера № 3 (БИ-3), бортинженера № 2 (БИ-2).

**Агент БИ-3:** БИ-3 находится в МИМ2.

**Агент БИ-2:** БИ-2 находится в ГА ФГБ.

**Агент разгерметизации:** В первую очередь для повышения резервного времени БИ-3 должен использовать БНП-2, т.к. и БИ-3, и БНП-2 находятся в МИМ2, в непосредственной близости от места разгермети-

зации (ТПК «СОЮЗ»). Использование БНП-1 также необходимо, но во вторую очередь – его может использовать БИ-2.

**Итоговый план:** В первую очередь использовать БНП-2 (расположен в отсеке МИМ2), во вторую очередь – БНП-1 (расположен в отсеке РО СМ).

Пример выработанных рекомендаций системы выданных на экран специалиста представлен на рисунке 9.

Если в процессе парирования появляются незапланированные изменения – космонавт выбрал другое средство парирования, БНП не работает, космонавт потерял работоспособность и т.д. – созданный план корректируется в темпе реального времени, «на лету».

В настоящее время создан первый действующий макет-прототип системы, который применяется в качестве тренажера для обучения специалистов.

## заключение

Разработанная система предназначена для интерактивной поддержки принятия решений при парировании АС в режиме реального времени. Система позволяет строить планы использования бортовых ресурсов в процессе парирования аварийной ситуации и далее ситуативно и адаптивно вносить кор-

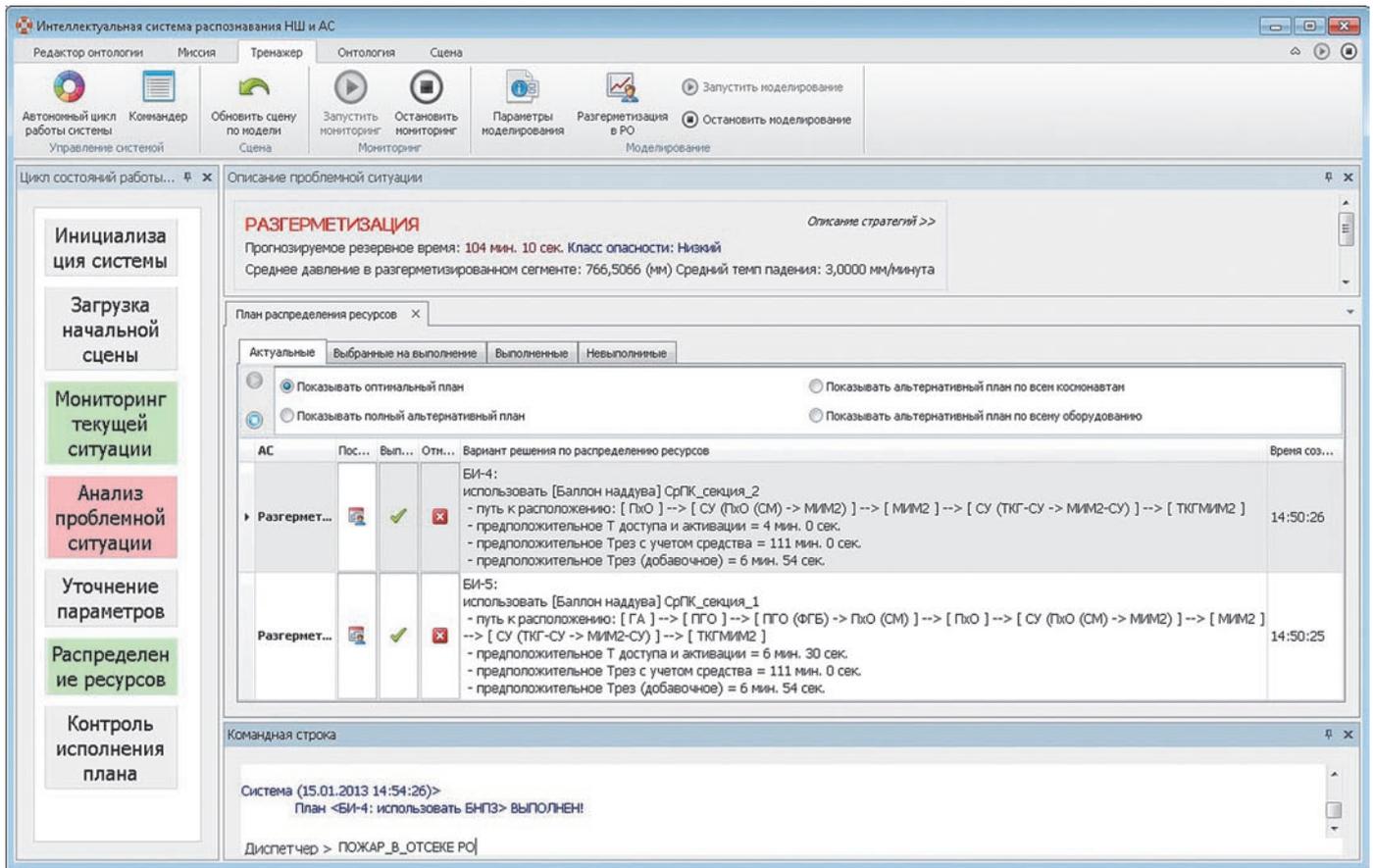


рисунок 9. Пример выработанных рекомендаций в системе

ректировки в план, а также отслеживать исполнение плана. Система призвана охватить весь цикл парирования аварийной ситуации, начиная с момента ее распознавания и заканчивая восстановлением штатной работы системы или спасением жизни экипажа.

Система непосредственно взаимодействует с пользователем, постоянно информируя его обо всех важных событиях, а также требует активного участия пользователя в происходящих процессах для согласования действий и фиксации фактов, уточнения параметров ситуаций.

Оперативное информационно-коммуникационное взаимодействие позволяет системе работать в режиме «ко-пилота» с пользователем, сопровождая специалиста как «интеллектуальный советник», помогающий принимать решения в условиях изменения поведения сложного объекта и жесткого цейтнота.

Знания системы о ситуации базируются на формализованной модели станции, построенной на междисциплинарной онтологии специалистов ГОГУ РС МКС.

Дальнейшее развитие системы предполагает наращивание функциональных возможностей системы, написание онтологии РС МКС и создание командера для поддержки информационно-коммуникационного взаимодействия с пользователем.

## список литературы

Матюшин М.М., Скобелев П.О., Сологуб А.В. Применение мультиагентных технологий для прогнозирования и парирования нештатных ситуаций на МКС // Проблемы управления и моделирования в сложных системах. Труды XIV международной конференции. Самара: Самарский научный центр РАН, 2012. С. 710-717.

Скобелев П.О. Мультиагентные технологии в промышленных применениях: к 20-летию основания Самарской школы мультиагентных систем // Мехатроника, Управление, Автоматизация. 2010. № 12. С. 33-46.

Усачов В.Е., Ежов А.С., Симонов А.В. Оптимизация межпланетных траекторий перелета в ближайшее окосолнечное пространство // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2012. № 5. С. 19-27.

Bonabeau E., Theraulaz G. Swarm Smarts. What computers are learning from them? // Scientific American. 2000. V. 282, № 3. P. 54-61.

Wooldridge M. An Introduction to Multi-Agent Systems. JohnWiley&Sons, 2002. 340 p.

Статья поступила в редакцию 06.03.2014 г.

## ЛАЗЕРНАЯ ПЕРФОРАЦИЯ ПЛЕНОЧНЫХ ПОЛИМЕРНЫХ МАТЕРИАЛОВ ЭКРАННО-ВАКУУМНОЙ ТЕПЛОЙ ИЗОЛЯЦИИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

А.А. Барабанов<sup>1</sup>,  
barabanov.laspace@gmail.com;  
А.А. Varabanov

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

Д.В. Сергеев<sup>1</sup>,  
аспирант,  
sdv@laspace.ru;  
D.V. Sergeev

О.Ю. Стекольщиков<sup>1</sup>,  
кандидат технических наук,  
oct@inbox.ru;  
O.Yu. Stekolshchikov

*В статье описывается конструкция лазерной системы перфорации, осуществляющей автоматизированную лазерную обработку пленок ЭВТИ. Произведен анализ технологии лазерной перфорации, способов ее реализации, физических процессов, происходящих при перфорации, рассмотрены оценки ее качества. Произведена оценка качества лазерной перфорации с точки зрения геометрии, нагара и пылевыведения.*

*Ключевые слова: лазерная перфорация; пленки ЭВТИ; лазерное излучение.*

### ВВЕДЕНИЕ

Одним из наиболее распространенных и надежных средств пассивного терморегулирования в системе обеспечения теплового режима (СОТР) космических аппаратов (КА) является экранно-вакуумная теплоизоляция (ЭВТИ) (Луженков В.В. и др., 2014), что особенно важно для межпланетных станций (Ефанов В.В. и др., 2012).

ЭВТИ представляет собой набор экранов, состоящих из материалов с высокой отражательной способностью, разделенных прокладками из материалов с низкой теплопроводностью.

В качестве экранов ЭВТИ применяют полиэтилен-терефталатную (ПЭТ) или полиимидную (ПИ) пленку, металлизированную алюминием с одной (ОА) или с двух сторон (ДА). Наружнюю и внутреннюю поверхность ЭВТИ обшивают комбинированными материалами «НИИКАМ-КПМА» или «НИИКАМ-РАМ-2» (ОСТ 92-1380-83).

Для обеспечения вакуумирования и защиты от воздействия электростатических зарядов осуществля-

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

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

## LASER PERFORATION OF FILM POLYMERIC MATERIALS FOR SPACECRAFT'S MULTI-LAYER INSULATION

Ю.В. Ларченко<sup>2</sup>,  
кандидат технических наук,  
post@sitela.by;  
Yu.V. Larchenko

К.Г. Суборев<sup>2</sup>,  
аспирант,  
post@sitela.by;  
K.G. Suborev

В.К. Сысоев<sup>1</sup>,  
доктор технических наук,  
sysoev@laspace.ru;  
V.K. Sysoev

*The article describes the structure of perforation laser system, implementing automated laser processing of MLI films. Analysis of laser perforation technology, methods of its implementation, physical processes occurring at the perforation is made and assessment of its quality is reviewed. Laser perforation quality in terms of geometry, soot and dust emissions is assessed.*

*Key words: laser perforation; MLI film; laser radiation.*

ется перфорация конструктивных элементов мата ЭВТИ (ОСТ 92-1380-83; Дорофеев А.Н. и др., 2004).

Процесс перфорации ставит своей задачей изготовление перфорированных материалов ЭВТИ с круглыми перфорационными отверстиями диаметром 2 мм и шагом перфорации 50×50 мм.

В настоящее время известно относительно небольшое число способов (методов) перфорации полимерных пленочных материалов ЭВТИ, которые условно можно разделить на контактные и бесконтактные. К контактными методами, в основе которых используется механическое воздействие на пленку, относят холодную и горячую механическую перфорацию. К бесконтактным методам, основывающимся на бесконтактной передаче энергии пленочным материалам ЭВТИ от различных типов источников, можно отнести электроискровую и лазерную перфорацию.

При производстве ЭВТИ наибольшее распространение получил метод механической ручной перфорации пленочных материалов. Перфорация осу-

<sup>2</sup> ООО «Ситела», Республика Беларусь, г. Минск. Sitela, Republic of Belarus, Minsk.

ществляется путем механического прокола пленки с использованием следующих технологических операций:

- рулон с формованной пленкой снимается с формовочной установки;
- пленка раскатывается на столе (при необходимости разрезается);
- производится ручная перфорация при помощи механического инструмента.

При перфорации пленки таким образом невозможно получить высокую производительность и точность перфорирования. Производительность процесса перфорации крайне низка, так как затрачиваются значительное время и усилия на выполнение вышеописанных технологических операций. Подобная технология не позволяет обеспечить бездефектную кромку отверстий. Поскольку пленки ЭВТИ крайне чувствительны к концентраторам напряжений в виде надрывов, существенно снижается прочность материала.

Для перфорации полимерных пленок также применяется метод перфорации горячими иглами. Этот процесс основан на прожигании отверстий установками при помощи вала с изолированными электрически нагреваемыми игольчатыми сегментами, вращающегося со скоростью обрабатываемой пленки и осуществляющего получение круглых отверстий на обрабатываемом материале. Оплавление краев отверстий релаксирует напряжения в материале, сохраняя прочностные свойства на уровне исходного значения. Однако горячая механическая перфорация обладает рядом недостатков, таких, как вытянутость отверстия в направлении протяжки; наличие дефектов, вызванных неполным оплавлением краев отверстия; фиксированный шаг и диаметр отверстий (*Пленка перфорированная*, 2014).

Развитие современного производства элементов и изделий оптико-электронной и ракетно-космической техники обуславливает все возрастающее внедрение наукоемких технологий, к которым относится лазерная обработка материалов (*Сысоев В.К. и др.*, 2010; 2011). Предварительные исследования показали, что лазерная перфорация пленок ЭВТИ по сравнению с другими методами имеет ряд неоспоримых преимуществ:

- процесс лазерной перфорации происходит одновременно с дублированием пленки прокладочным материалом;
- значительно увеличивается производительность за счет автоматизации процесса и исключения ручных технологических операций;
- увеличивается точность перфорирования;
- метод позволяет оперативно регулировать диаметр и шаг отверстий;

- имеется возможность адаптации под новые типы пленочных материалов.

Металлизированные пленки серии ПЭТ-К-ДА и ПМ-1ЭУ-ДА, используемые в качестве экранов ЭВТИ и подвергаемые перфорации, представляют собой трехслойный рулонный материал, состоящий из полимерной основы и тонкого слоя алюминия, напыленного с двух сторон. Комбинированные материалы «НИИКАМ-КПМА» и «НИИКАМ-РАМ-2», используемые для облицовки матов ЭВТИ, состоят из следующих материалов:

- пленка полиимидная с односторонней металлизацией алюминием толщиной 20 мкм;
- ткань техническая ариимидная («НИИКАМ-КПМА») или полиэфирная («НИИКАМ-РАМ-2»);
- клеевая композиция;
- антистатический слой из оксида индия, легированный окисью олова на неметаллической стороне полиимидной пленки;
- съемное защитное покрытие для антистатического слоя.

К промышленным технологическим лазерам, подходящим по своим характеристикам для лазерной перфорации и создания лазерной установки для перфорации пленочных полимерных материалов ЭВТИ, можно отнести:

- CO<sub>2</sub>-лазер с длиной волны 10,6 мкм, СО-лазер (5,5 мкм);
- ультрафиолетовые (УФ)-лазеры: эксимерный KrF (0,248 мкм) и 4 гармоника Nd-лазера;
- волоконный лазер (1,062 мкм).

Применение газовых CO<sub>2</sub>- (10,6 мкм) и СО- (5,5 мкм) лазеров сопряжено с рядом трудностей: лазерное излучение интенсивно поглощается полимерными материалами, а в совокупности с невозможностью фокусировки лазерного пучка в точку с малыми размерами (50–100 мкм) это приводит к большой зоне теплового воздействия при перфорации пленок ЭВТИ. Кроме того, к недостаткам можно отнести подачу высоковольтного напряжения, наличие газонаполненного объема, малый ресурс работы газовых трубок (до 5000 ч) и сложное техническое обслуживание.

Материалы пленок ЭВТИ хорошо поглощают излучение УФ-лазеров (0,248 мкм), которое может фокусироваться в пятно с диаметром порядка 1 мкм, что позволяет получить наилучшее качество отверстий при экспериментах по сравнению с другими типами лазеров. Однако для УФ-лазеров используется сложная дорогостоящая оптика, а для УФ-лазера характерны недостатки, затрудняющие его практическое применение для перфорации пленок ЭВТИ, такие, как чувствительность к различного рода загрязне-

ниям, подача высоковольтного напряжения, высокая стоимость, низкий ресурс работы.

Полимеры довольно плохо поглощают излучение волоконного лазера (1,062 мкм), но за счет применения простейшей оптики и возможности фокусировки в пятно малых размеров (40 мкм) удается получить хорошее качество отверстий в пленках ЭВТИ. Кроме того, волоконный лазер обладает целым рядом преимуществ по сравнению с другими типами лазеров: малые габариты, высокий КПД, низкая стоимость, простота эксплуатации, возможность передачи лазерного излучения по световоду, высокий ресурс работы (до 50000 ч), простое техническое обслуживание. Эти преимущества определяют выбор волоконного лазера в качестве инструмента лазерной перфорации пленок ЭВТИ.

Поскольку в состав материала входят полимеры, такие как полиимид и полиэтилентерефталат, процесс их испарения сопровождается интенсивной деструкцией, в результате которой выделяется большое количество углеродосодержащих продуктов, что приводит к загрязнению поверхности пленок (*Коврига В.В. и др., 1974*). Степень загрязнения прямо пропорциональна объему (массе) испаренного вещества. Для решения этой задачи существуют следующие варианты вырезания круговых отверстий:

- сплошное вырезание. Воздействие на материал осуществляется пучком с площадью, равной площади отверстия. Испарению подвергается весь материал внутри контура отверстия;
- кольцевое вырезание. Вырезание осуществляется лазерным пучком в форме кольца, испарению подвергается тонкое кольцо по контуру отверстия; требуется разработка и создание специальной кольцевой оптической системы;
- вырезание точкой. Вырезание осуществляется сфокусированным в точку пучком, который проходит при помощи лазерного сканера вдоль всего контура отверстия; испарению подвергается тонкая полоска по контуру отверстия.

Вырезание лазерным пучком, сфокусированным в точку, позволяет максимально снизить объем испаряемого материала и степень загрязнения пленки и использовать существующие сканирующие лазерные системы.

## **1. Лазерная установка для перфорации пленок ЭВТИ**

Для реализации всех преимуществ лазерной перфорации пленок ЭВТИ была спроектирована и изготовлена специализированная лазерная автоматизированная установка «Лазерная система перфорации» (ЛСП).

ЛСП предназначена для автоматизированной лазерной перфорации отверстий в рулонных пленочных материалах, используемых при производстве ЭВТИ.

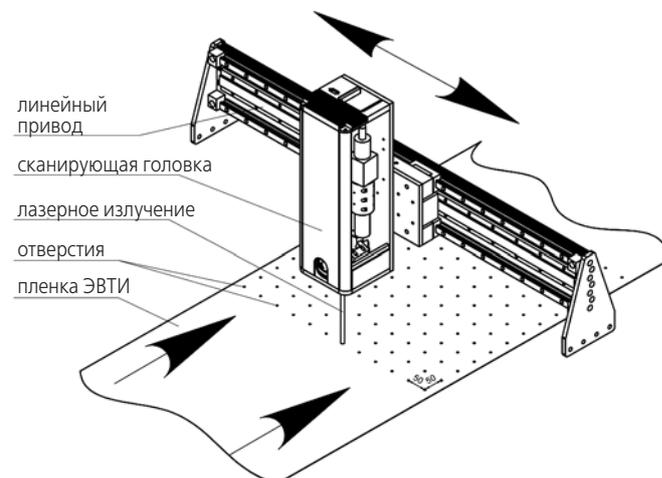
Работа ЛСП основывается на применении принципа линейно-углового сканирования лазерного излучения, при котором осуществляется перемещение лазерного луча по поверхности обрабатываемого материала по двум координатам X и Y в плоскости обработки и одной угловой координате, отсчитываемой от плоскости, перпендикулярной плоскости обработки и направлению движения пленки. Принцип реализуется посредством применения системы линейно-углового сканирования, которая состоит из:

- волоконного лазера (YLP-1-100-20-20-RG);
- линейного привода LSM-P-32-265-50;
- оптического модуля углового сканирования.

В качестве инструмента лазерной обработки используется импульсный иттербиевый волоконный лазер. Лазер излучает периодические импульсы с длиной волны 1,062 мкм и средней мощностью 20 Вт.

Задачей линейного привода является высокоточное линейное перемещение оптического модуля углового сканирования для воспроизведения необходимой геометрии по всей ширине обрабатываемой пленки. Высокоточная обработка тонких пленок, а тем более движущихся, требует соответствующих средств позиционирования.

Линейный привод обеспечивает поперечное смещение оптической головки с постоянной скоростью. Оптический модуль углового сканирования в составе двух сканеров разворачивает коллимированное излучение лазера по кругу и формирует его на обрабатываемой пленке. Скорость линейного перемещения сканирующей головки автоматически регулируется в зависимости от скорости протяжки материала. Компоновка и принципиальная схема работы системы линейно-углового сканирования представлены на рисунке 1.



**рисунок 1.** Принципиальная схема работы системы линейно-углового сканирования

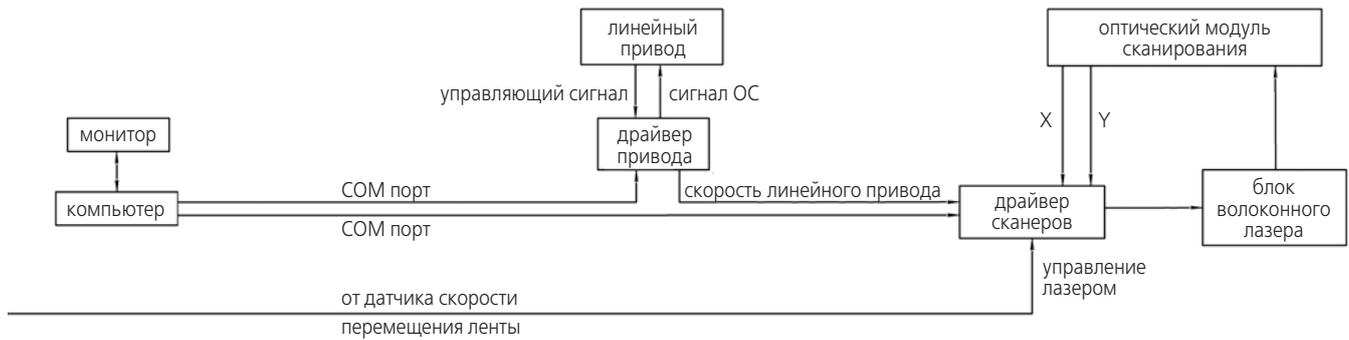
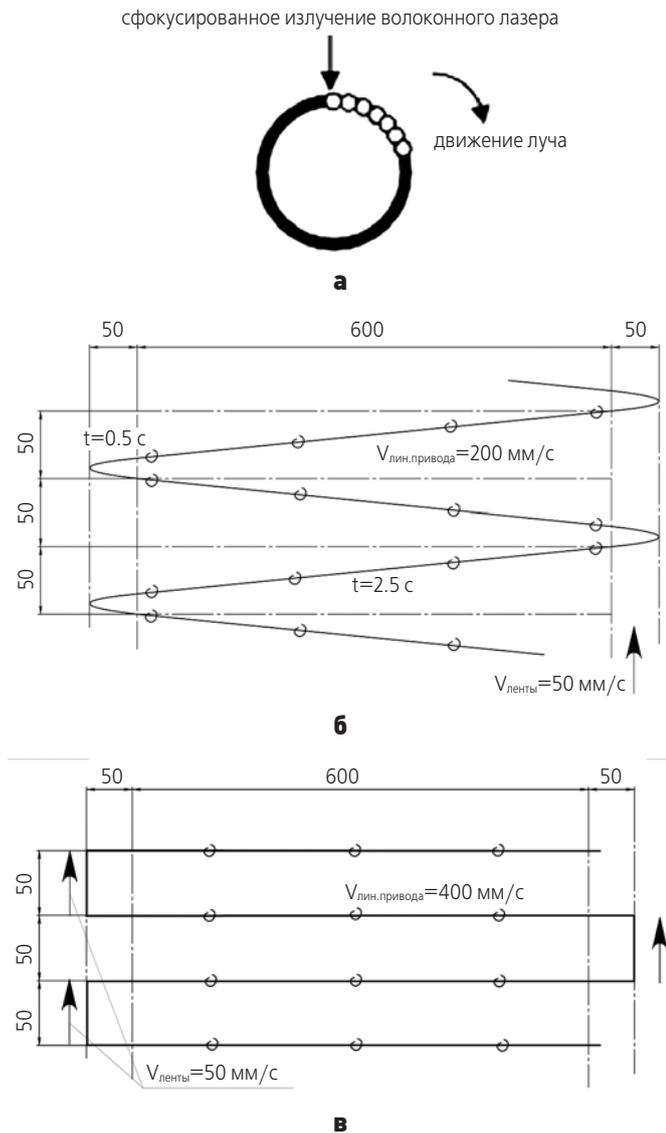


рисунок 2. Блок-схема взаимосвязи систем управления и линейно-углового сканирования



а – схема вырезания отверстия; б – схема перфорации с одновременным движением пленки; в – схема перфорации в режиме старт – стоп.

рисунок 3. Схема перфорации отверстий

Для обеспечения работы системы линейно-углового сканирования в ЛСП входят также:

- система управления;
- лентоперемоточное устройство;
- конструктивно-силовая рама.

Система управления предназначена для согласования и управления работой всех приборов и систем

ЛСП и состоит из стойки управления, компьютера с монитором, соединённых между собой комплектом соединительных кабелей. На управляющем компьютере находится главная исполнительная программа, которая выполняет функцию интерфейса между оператором и установкой. Функциональная взаимосвязь системы управления и системы линейно-углового сканирования представлена на рисунке 2.

Лентоперемоточное устройство осуществляет перемотку и линейное перемещение пленочного рулонного материала ЭВТИ через рабочую зону установки для обеспечения требуемой скорости перфорации.

Управляющая программа осуществляет лазерную перфорацию каждого отверстия за счет перемещения пучка лазерного излучения вдоль кривой (рисунок 3а). Лазерная система перфорации может работать в одном из двух режимов перфорации:

- лазерная перфорация одновременно с непрерывным движением пленки (рисунок 3б);
- лазерная перфорация в режиме старт – стоп, когда перфорация осуществляется на неподвижной пленке (рисунок 3в).

Конструктивно-силовая рама обеспечивает крепление и размещение всех деталей, узлов и систем в стойке исполнительных механизмов ЛСП. Компоновка систем и узлов ЛСП представлена на рисунке 4.

Внешний вид ЛСП представлен на рисунке 5.

Основные технические параметры ЛСП представлены в таблице.

таблица – Основные технические характеристики ЛСП

параметр	значение
базовый шаг расположения отверстий на поле по осям X и Y, мм	от 10'10 до 50'50
ширина зоны обработки, мм	до 600
диаметр перфорируемого отверстия, мм	от 1 до 3
скорость движения перфорируемой пленки, мм/мин	до 2500
напряжение питания, В	220
тип лазера	волоконный импульсный
рабочая длина волны, мкм	1,062
частота следования импульсов, кГц	от 20 до 100
максимальная выходная мощность лазера, Вт	20
энергия в импульсе, мДж	1

## ЛАЗЕРНАЯ ПЕРФОРАЦИЯ ПЛЕНОЧНЫХ ПОЛИМЕРНЫХ МАТЕРИАЛОВ ЭКРАННО-ВАКУУМНОЙ ТЕПЛОЙ ИЗОЛЯЦИИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

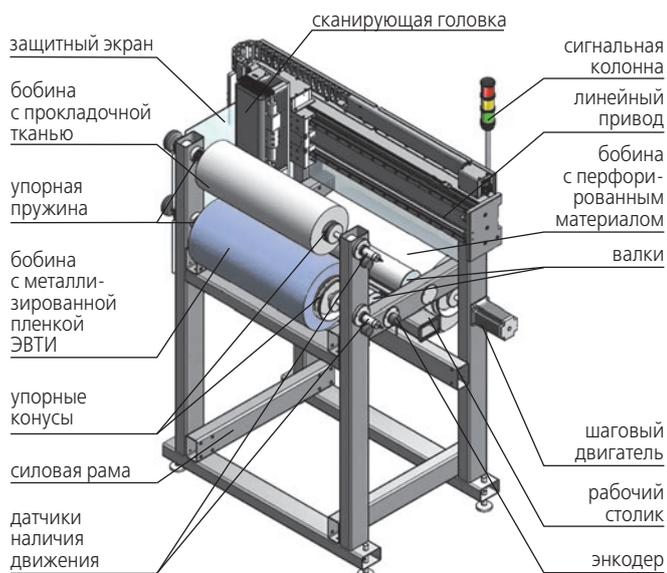


рисунок 4. Компоновка ЛСП



рисунок 5. Внешний вид ЛСП

### 2. Технология лазерной перфорации пленок ЭВТИ

Лазерное излучение выжигает круглые отверстия в пленках ЭВТИ посредством движения вдоль многооточечного полинома (траектории), создаваемого в программе CoralDraw и используемого управляющей программой ЛСП.

Траектория движения луча при получении отверстия представляет собой кривую, разбитую на отдельные точки (рисунок 6). Изначально проекция

лазерного луча расположена в центре поля сканирования. Затем проекция перемещается в точку 1 и через время  $t_1$  включается лазерное излучение, находящееся в точке 1 в течение времени  $t_3$ . По истечении времени  $t_3$  лазерный луч перемещается в точку 2 со скоростью дефлекторов  $V_{\text{деф}}$  и ожидает в ней время  $t_4+t_3$ , после чего перемещается в точку 3 и так далее до последней точки. Дойдя в последнюю точку, лазерный луч находится в ней в течение времени  $t_4$  и выключается. Проекция лазерного луча располагается в последней точке в течение времени  $t_2$ , после чего она перемещается в центр поля обработки. Временные задержки  $t_1, t_2, t_3, t_4$ , а также скорость перемещения лазерного луча (скорость дефлекторов)  $V_{\text{деф}}$  в поле обработки задаются в управляющей программе ЛСП. Разработка и корректировка траекторий обработки посредством программы CoralDraw позволяет достигать хорошего качества геометрических параметров отверстий.

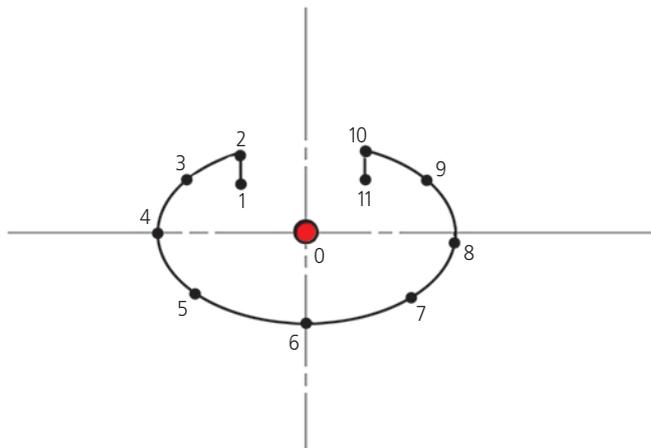
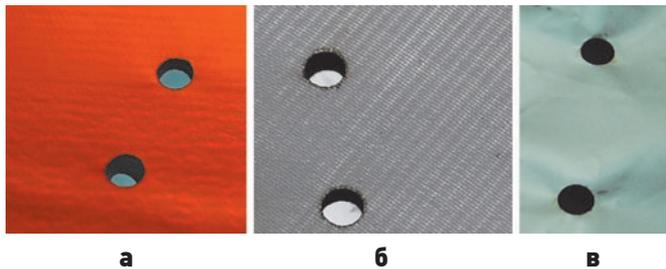


рисунок 6. Траектория движения лазерного луча при получении отверстия

К критериям качества лазерной перфорации относятся также нагар и пылевыведение перфорированных пленок. Как уже отмечалось, пленки ЭВТИ представляют собой многослойный материал, состоящий из полимерной основы и слоя напыленного алюминия. Проблема процесса перфорации этих пленок волоконным лазером заключается в том, что алюминиевый слой и полимерная основа довольно плохо поглощают лазерное излучение с длиной волны 1,062 мкм. По предварительным оценкам, процесс перфорации отверстия происходит при комбинированном воздействии лазерного излучения и плазмы испаренного материала на алюминиевый и полимерный материалы. Под воздействием лазерного излучения происходит испарение и образование плазмы алюминия, энергия от которой посредством теплового и кинетического воздействия в совокупности с энергией лазерного излучения приводит к нагреву и деструкции полимерной

основы, что вызывает образование нагара на краях отверстий (Виноградов Б.А. и др., 2006).

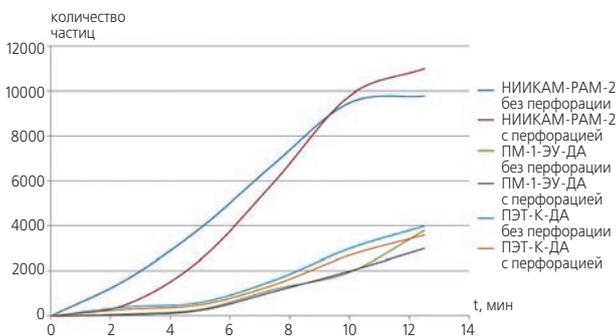
В связи с этим для получения качественной кромки отверстий требуется затратить минимально возможное время, достаточное для того, чтобы прорезать отверстие в пленке ЭВТИ. Время перфорации изменяется благодаря вариации значений временных задержек  $t_1, t_2, t_3, t_4$  и скорости дефлекторов  $V_{\text{деф}}$ , оптимальные значения которых для каждого типа пленок позволяют получить приемлемое качество кромок отверстия и снизить количество нагара. Перфорация пленок ПМ-1ЭУ-ДА и «НИИКАМ-РАМ-2» представлена на рисунке 7.



**а** – перфорированный комбинированный материал «НИИКАМ-РАМ-2» (вид со стороны защитной пленки);  
**б** – перфорированный комбинированный материал «НИИКАМ-РАМ-2» (вид с обратной тканой стороны);  
**в** – перфорированная пленка ПМ-1-ЭУ-ДА.

**рисунок 7.** Лазерная перфорация пленок ЭВТИ

Результаты испытаний образцов перфорированных пленок на пылевыведение, производившихся в чистой камере при воздействии вибрации с частотой 8–10 Гц в течение 15 минут, показывают, что лазерная перфорация не приводит к значительному увеличению пылевых частиц по сравнению с исходными материалами (рисунок 8).



**рисунок 8.** Сравнение пылевыведения перфорированных и исходных образцов различных типов пленок ЭВТИ

## заключение

В статье рассмотрены устройство и конструкция лазерной системы перфорации, осуществляющей автоматизированную лазерную перфорацию пленок ЭВТИ.

Анализ технологии лазерной перфорации показал, что разработанная лазерная система способна осуществлять лазерную перфорацию металлизированных полимерных пленок с приемлемым качеством, позволяющим использовать данную установку и технологию при производстве изделий ЭВТИ для КА.

Авторы выражают благодарность Цвелеву Вячеславу Михайловичу и Маголину Юрию Алексеевичу за обсуждение результатов работы и проведение измерений.

## список литературы

Виноградов Б.А., Перепелкин К.Е., Мещерякова Г.П. Действие лазерного излучения на полимерные материалы: научные основы и прикладные задачи. Кн. 2. СПб.: Наука, 2006. 443 с.

Дорофеев А.Н., Пожидаев Е.Д., Саенко В.С., Тютнев А.П. Природа электростатических разрядов на внешней поверхности космических аппаратов // Физика и химия обработки материалов. 2004. № 5. С. 32-37.

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

Коврига В.В., Андрианова Н.В., Доброхотова М.Л., Лурье Е.Г. и др. Пленочные материалы ПЭТФ, ПМ-1. Черкассы, 1974. 35 с.

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

ОСТ 92-1380-83. Изоляция тепловая экранно-вакуумная. Марки и технические требования. 37 с.

Пленка перфорированная. Основные характеристики [Электронный ресурс]. Дата обновления: 01.01.2014. URL: <http://www.eurofilm.ru/packaging/perforated-film/> (дата обращения: 18.03.2014).

Сысоев В.К., Вартапетов С.К., Вятлев П.А., Малинский Т.В. и др. Высокоэффективный лазерный перфоратор тонких материалов на основе эксимерного лазера // Электронный журнал «Исследовано в России». 2010. Т. 13. С. 689-702. URL: <http://zhurnal.ape.relarn.ru/articles/2010/059.pdf> (дата обращения: 12.05.2014).

Сысоев В.К., Вятлев П.А., Чирков А.В., Грозин В.А., Конященко Д.А. Концепция двухлазерного термораскалывания стеклянных элементов для космических аппаратов // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2011. № 1. С. 38-44.

Статья поступила в редакцию 25.04.2014 г.

## ОПТИМИЗАЦИЯ МЕЖПЛАНЕТНЫХ ТРАЕКТОРИЙ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ С СОЛНЕЧНОЙ ЭЛЕКТРОРАКЕТНОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКОЙ МИНИМАЛЬНОЙ МОЩНОСТИ



**А.В. Иванюхин<sup>1</sup>,**  
distantstar@nm.ru;  
**A.V. Ivanyukhin**

## OPTIMIZATION OF SPACECRAFT WITH MINIMUM POWER SOLAR ELECTRIC PROPULSION SYSTEM INTERPLANETARY TRAJECTORIES



**В.Г. Петухов<sup>1</sup>,**  
доктор технических наук,  
vgpetukhov@gmail.com;  
**V.G. Petukhov**

*Рассматривается задача оптимизации траекторий межпланетных космических аппаратов (КА) с солнечной электроракетной двигательной установкой (СЭРДУ), при этом исследуется задача вычисления минимально допустимой мощности СЭРДУ, необходимой для совершения перелёта. Исследуются допустимые диапазоны по значениям тяги и скорости истечения в заданном диапазоне изменения времени перелёта и конечной массы КА. Оптимизация проводится на основе принципа максимума Понтрягина, а для сведения краевой задачи принципа максимума к задаче Коши и исследования зависимости решения от параметров задачи используется метод продолжения по параметру. Такое сочетание приводит к устойчивому алгоритму, сводящему задачу оптимизации траектории к численному интегрированию дифференциальных уравнений метода продолжения.*

*Ключевые слова:*

*механика космического полета с малой тягой;  
минимальная мощность;  
межпланетные перелёты;  
солнечная электроракетная двигательная установка.*

*The trajectory optimization of interplanetary spacecraft (SC) with solar electric propulsion system (SEPS) problem is considered. The problem of SEPS power acceptable minimum, necessary for a successful flight, is examined. Acceptable ranges of thrust values and cruise time changing exhaust velocity of the given range as well as SC final mass are examined. The optimization is carried out on the basis of Pontryagin maximum principle and continuation method is used to reduce the boundary value problem of maximum principle to Cauchy problem and to study solution/parameter dependence. Such combination simplifies the trajectory optimization problem and reduces it to robust algorithm of differential equations of continuation method numeric integration.*

*Key words:*

*low-thrust spaceflight mechanics;  
minimum power;  
interplanetary flights;  
solar electric propulsion system.*

<sup>1</sup> Научно-исследовательский институт прикладной механики и электродинамики ФГБОУ ВПО «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)» (НИИ ПМЭ МАИ), Россия, г. Москва.

Research Institute of Applied Mechanics and Electrodynamics of the Moscow Aviation Institute (RIAME MAI), Russia, Moscow.

## Введение

Возможность применения маршевых СЭРДУ рассматривается в большинстве проектов перспективных межпланетных КА, в частности в проектах КА разработки ФГУП «НПО имени С.А. Лавочкина» «ИНТЕРГЕЛИО-ЗОНД», «МАРС-ГРУНТ», «ЛАПЛАС-П», «МЕРКУРИЙ-П» и др. (Полищук Г.М., Пичхадзе К.М., Ефанов В.В., Мартынов М.Б., 2009; Polishchuk G.M., Pichkhadze K.M., Efanov V.V., Martynov M.B., 2012). Высокий удельный импульс СЭРДУ позволяет существенно сократить требуемые затраты рабочего тела по сравнению с использованием традиционных ракетных двигателей большой тяги, однако зависимость мощности солнечных батарей и тяги от гелиоцентрического удаления КА ограничивает допустимую область применения СЭРДУ и требует применения специфических математических моделей движения КА и методов оптимизации его траектории.

Перелёт между двумя планетами Солнечной системы КА с СЭРДУ описывается математической моделью задачи движения КА с ограниченной тягой в рамках метода точечных сфер действия. Уравнения движения КА на гелиоцентрическом участке траектории в рамках принятых допущений имеют вид:

$$\frac{dx}{dt} = v, \quad \frac{dv}{dt} = \Omega_x + \frac{\delta T}{m} e, \quad \frac{dm}{dt} = -\delta \frac{T}{c}, \quad (1)$$

где  $x$  – вектор положения КА;  $v$  – вектор скорости КА;  $t$  – время;  $m$  – масса КА;  $\Omega = \mu/r$  – силовая функция гравитационного поля;  $\mu$  – гравитационный параметр Солнца;  $r = |x|$  – гелиоцентрическое удаление КА;  $\delta$  – функция тяги ( $\delta=1$  при включенном двигателе и  $\delta=0$  при отключенном двигателе);  $e$  – единичный вектор в направлении вектора тяги. Предполагается, что тяга и скорость истечения не регулируются, т.е. они могут принимать или максимально возможное значение, или нулевое. Время перелёта фиксированно

$$t_f - t_0 = \Delta t, \quad \Delta t = \text{const}; \quad (2)$$

заданы краевые условия в начальный и конечный момент времени:

$$x(t_0) = x_{p10}, \quad v(t_0) = v_{p10}(t_0) + v_\infty, \quad m(t_0) = m_0; \quad (3)$$

$$x(t_f) = x_{p1f}(t_f), \quad v(t_f) = v_{p1f}(t_f); \quad (4)$$

$$m(t_f) \geq m_f. \quad (5)$$

Здесь  $t_0$  – дата отправления от начальной планеты;  $t_f$  – дата подлёта к планете назначения;  $\Delta t$  – время перелёта;  $x_{p10}$ ,  $v_{p10}$  – векторы положения и скорости планеты отправления;  $m_0$  – начальная масса КА;  $m_f$  – минимальная конечная масса КА;  $v_\infty$  – вектор гиперболического избытка скорости заданной величины;  $x_{p1f}$ ,  $v_{p1f}$  – векторы положения и скорости планеты назначения. Управлением являются функции  $e(t)$ ,  $\delta(t)$  и

направление гиперболического избытка  $v_\infty$  в начальный момент времени:

$$e(t) \in \mathbf{R}^3, |e(t)| = 1, \delta(t) \in \{0;1\}, v_\infty \in \mathbf{R}^3, |v_\infty| = \text{const}. \quad (6)$$

Задача управления (1)–(6) с типичными функционалами (максимум конечной массы КА или минимум затрат рабочего тела) все еще остается достаточно трудной. Несмотря на существование множества методов оптимизации, использующих как прямые, так и непрямые подходы, поиск её решения далеко не всегда заканчивается успехом. При этом одной из основных проблем является отсутствие теоремы существования решения подобных задач.

Проблема нахождения оптимального решения в данном случае напрямую зависит от управляемости системы. Так, если рассматривать динамическую систему (1) как объект управления, который нужно перевести за заданное время (2) из начального положения (3) в конечное (4), (5) любым допустимым образом (6), пусть даже не оптимальным, то такая задача тоже может не иметь решения – иначе говоря, система может быть неуправляема. Для подтверждения управляемости, помимо аналитических рассуждений, существует два пути: построение области достижимости и определение области существования решения на множестве параметров системы. Оба эти подхода применимы к задачам механики полета с малой тягой. Однако построить область достижимости – значит определить все возможные положения, в которые можно попасть из начальной точки за заданное время, управляя системой допустимым образом. Очевидно, что определение такой области фазового пространства для задач механики полёта с малой тягой является очень трудоёмким и сложным процессом, в основном из-за «проклятия размерности» и существенной нелинейности уравнений (1). Для ряда задач построение областей достижимости рассматривается в работах (Черноусько Ф.Л., 1988; Малышев В.В., Тычинский Ю.Д., 2005).

Для оценки проектных параметров КА с двигателем малой тяги и существования решения для заданного перелёта часто используют решения задачи с идеально регулируемым двигателем (Петухов В.Г., 2012), оптимального быстрогодействия (Петухов В.Г., 2004) и импульсные траектории (Григорьев И.С., Григорьев К.Г., 2007). Эти решения используемые, в первую очередь, в качестве начального приближения, только косвенно дают оценку осуществимости перелёта, из-за чего нельзя сказать, что они закрывают проблему анализа управляемости. В частности, при неудачном переходе от задачи перелёта с идеально регулируемой или импульсной тягой к задаче с ограниченной тягой во многих случаях нельзя достоверно установить, произошло это вследствие отсутствия решения или из-за отказа численного метода.

В данной работе формулируется и решается задача, представляющая предельный случай осуществимости межпланетного перелёта – задача перелета с минимальной мощностью СЭРДУ при заданной скорости истечения.

Современные межпланетные КА с электроракетными двигательными установками в качестве источника энергии используют солнечные батареи, при этом располагаемая электрическая мощность и реактивная мощность являются функциями положения КА и времени

$$N_j = \eta(\mathbf{x}, t) N_{j0}, \quad (7)$$

где  $N_{j0}$  – реактивная мощность в начальный момент времени  $t_0$ ; функция  $\eta(\mathbf{x}, t)$  задаёт зависимость изменения мощности.

Поскольку реактивная мощность  $N_j$  равна половине произведения тяги  $T$  на скорость истечения  $c$

$$N_j = \frac{Tc}{2},$$

то выражения для тяги и скорости истечения, с учетом регулировочных характеристик двигателей, можно представить в виде

$$T = T(\mathbf{x}, t), \quad c = c(\mathbf{x}, t).$$

Функционал задачи на минимум реактивной мощности имеет вид

$$J = N_{j0} \rightarrow \min. \quad (8)$$

Очевидно, что решение задачи (1)–(6), (8) может существовать не всегда, а точнее не для всех значений тяги и скорости истечения – эти характеристики ДУ являются её параметрами. Область существования решения ограничена минимальными значениями тяги и скорости истечения, так как, во-первых, для осуществления заданного перелета требуется некоторое конечное приращение характеристической скорости, для реализации которого за определённое время  $\Delta t$  требуется достаточная величина реактивного ускорения, а следовательно – тяги. Во-вторых, из условия (5) следует, что допустимый расход рабочего тела ограничен сверху, следовательно, скорость истечения также имеет предельное минимальное значение. Более того, для каждого значения скорости истечения  $c \in [c_{\min}; \infty)$  существует минимальное значение тяги  $T_{\min}$  и реактивной мощности  $N_{j\min}$ , при котором существует решение (минимальное значение скорости истечения  $c_{\min}$  определяется выходом на предельное значение конечной массы КА):

$$T_{\min}(c), N_{j\min}(T_{\min}(c), c), c \in [c_{\min}; \infty) \quad (9)$$

В данной работе ставится задача найти все однопараметрическое семейство решений (9), при этом предполагается, что изменение мощности (7) влияет только на тягу, а скорость истечения остаётся всегда постоянной. Тогда, поскольку реактивная мощность явно не входит в уравнения движения, а её минимум совпадает с минимумом тяги, удобно перейти к задаче минимизации начальной тяги.

## 1. Задача минимизации начальной тяги

В этом случае система динамических уравнений движения центра масс КА сохраняет вид (1). Функционал принимает вид

$$J = T(\mathbf{x}_0, t_0) \rightarrow \min_{e(t), \delta(t)}. \quad (10)$$

Краевые условия (2)–(5) остаются в силе. Однако в оптимизационной задаче будут учтены только условия (2)–(4), а условие (5) будет использовано для ограничения однопараметрического семейства по  $c$ .

Записывая гамильтониан задачи (1)–(4), (10)

$$H = \mathbf{p}_x^T \mathbf{v} + \mathbf{p}_v^T \Omega_x + \delta \left( \frac{T}{m} \mathbf{p}_v^T \mathbf{e} - p_m \frac{T}{c} \right)$$

и максимизируя его по управлению

$$\mathbf{e} = \frac{\mathbf{p}_v}{p_v}, \quad \Psi = \frac{p_v}{m} - \frac{p_m}{c}, \quad \delta = \begin{cases} 1, & \Psi > 0 \\ 0 \text{ или } 1, & \Psi = 0, \quad p_v = |\mathbf{p}_v| \\ 0, & \Psi < 0 \end{cases}$$

приходим к системе обыкновенных дифференциальных уравнений для фазовых  $(\mathbf{x}, \mathbf{v}, m)$  и сопряженных к ним  $(\mathbf{p}_x, \mathbf{p}_v, p_m)$  переменных:

$$\frac{d\mathbf{x}}{dt} = \mathbf{v}, \quad \frac{d\mathbf{v}}{dt} = \Omega_x + \delta \frac{T}{m} \frac{\mathbf{p}_v}{p_v}, \quad \frac{dm}{dt} = -\delta \frac{T}{c}, \quad (11)$$

$$\frac{d\mathbf{p}_x}{dt} = -\Omega_{xx} \mathbf{p}_v - \frac{\partial T}{\partial \mathbf{x}} \Psi, \quad \frac{d\mathbf{p}_v}{dt} = -\mathbf{p}_x, \quad \frac{dp_m}{dt} = \delta \frac{T}{m^2} p_v.$$

Для замыкания краевой задачи и определения минимальной начальной тяги необходимо дополнить равенства (2)–(4) условиями трансверсальности:

$$\mathbf{v}(t_0) = \mathbf{v}_{p10}(t_0) + |\mathbf{v}_\infty| \frac{\mathbf{p}_v(t_0)}{p_v(t_0)}, \quad p_m(t_f) = 0; \quad (12)$$

$$\int_{t_0}^{t_f} \Psi dt = \lambda_T, \quad \lambda_T = \text{const} \geq 0. \quad (13)$$

При этом из выражения (12) и условия неотрицательности производной по времени от сопряжённой к массе переменной  $p_m$  следует, что сама эта переменная всегда неположительна, а функция  $\Psi$  всегда неотрицательна и двигатель работает на всей траектории, т.е.  $\delta \equiv 1$ . Константа  $\lambda_T$  выбирается произвольным образом и определяет нормировку сопряженных переменных.

Таким образом, рассматриваемая оптимизационная задача сводится к краевой задаче (11), (2)–(4), (12), (13), в которой необходимо определить значения сопряженных переменных и тяги в начальный момент времени. Эту краевую задачу можно решать любым подходящим методом. В данной работе использовался метод продолжения по параметру.

Рассматриваемая оптимизационная задача двойственна задаче оптимального быстрогодействия: решение задачи минимизации тяги соответствует траектории оптимального быстрогодействия для величины тяги, обеспечивающей перелет за заданное время.

Можно показать, что условия оптимальности этих задач для минимума времени и минимума тяги связаны через условия нормировки. Всё это говорит об их родственности, однако решение рассматриваемой здесь задачи ограничивает область существования задачи межпланетного перелёта за заданное время на множестве проектных параметров энергодвигательной установки (рассматриваемый перелет осуществим при любой тяге, превышающей минимальное значение), в то время как решение задачи оптимального быстродействия не ограничивает область достижимости в фазовом пространстве, а значит, даёт меньше информации для анализа.

Таким образом, рассматриваемая задача позволяет вычислить границу области существования решения задачи оптимизации траектории КА с двигателем ограниченной тяги и оценить управляемость системы, при этом по сложности она сопоставима с задачей быстродействия.

Помимо случая с закреплённой датой старта, можно определять её оптимальное значение, оставляя фиксированным только время перелёта, для этого необходимо удовлетворить следующее соотношение:

$$T(\mathbf{x}_0, t_0)\Psi(t_0) + \mathbf{v}_\infty^T \mathbf{p}_x = T(\mathbf{x}_f, t_f)\Psi(t_f) \quad (14)$$

## 2. Задача минимизации начального реактивного ускорения

К сожалению, задача минимизации тяги сама имеет некоторую область существования, ограниченную требуемой конечной массой КА. Поэтому построение решений на интервале  $c \in [c_{\min}; \infty)$  необходимо начинать со случая бесконечной скорости истечения (нулевого массового расхода). Этому случаю соответствует перелет с постоянной массой КА  $m_0$ , поэтому уравнение для  $m$  можно исключить из системы (1) и, следовательно, задача переходит в задачу минимизации начального ускорения с функционалом в виде

$$J = a(\mathbf{x}_0, t_0) \rightarrow \min_{c(t), \delta(t)} \quad (15)$$

Уравнения движения КА принимают вид:

$$\frac{d\mathbf{x}}{dt} = \mathbf{v}, \quad \frac{d\mathbf{v}}{dt} = \Omega_x + \delta \mathbf{e} a. \quad (16)$$

Краевые условия в начальный и конечный момент имеют вид:

$$\mathbf{x}(t_0) = \mathbf{x}_{p10}(t_0), \quad \mathbf{v}(t_0) = \mathbf{v}_{p10}(t_0) + \mathbf{v}_\infty; \quad (17)$$

$$\mathbf{x}(t_f) = \mathbf{x}_{p1f}(t_f), \quad \mathbf{v}(t_f) = \mathbf{v}_{p1f}(t_f). \quad (18)$$

Максимизация гамильтониана этой системы

$$H = \mathbf{p}_x^T \mathbf{v} + \mathbf{p}_v^T \Omega_x + \delta \mathbf{p}_v^T \mathbf{e}$$

приводит к следующим зависимостям для оптимального управления:

$$\mathbf{e} = \frac{\mathbf{p}_v}{p_v}, \quad \Psi = p_v, \quad \delta \equiv 1.$$

Система обыкновенных дифференциальных уравнений для фазовых ( $\mathbf{x}$ ,  $\mathbf{v}$ ) и сопряженных ( $\mathbf{p}_x$ ,  $\mathbf{p}_v$ ) переменных имеет вид

$$\frac{d\mathbf{x}}{dt} = \mathbf{v}, \quad \frac{d\mathbf{v}}{dt} = \Omega_x + a \frac{\mathbf{p}_v}{p_v}, \quad (19)$$

$$\frac{d\mathbf{p}_x}{dt} = -\Omega_{xx} \mathbf{p}_v - \frac{\partial a}{\partial \mathbf{x}} p_v, \quad \frac{d\mathbf{p}_v}{dt} = -\mathbf{p}_x.$$

Выражения (12)–(14) остаются без изменений.

## 3. Решение краевой задачи: продолжение по параметру

Для решения краевой задачи (19), (17), (18), (12), (13), (14) необходимо начальное приближение, в качестве которого может использоваться задача о перелёте с идеально-регулируемым двигателем (*Петухов В.Г.*, 2012; *Irving J.H.*, 1959; *Петухов В.Г.*, 2008). Гомотопия между этими задачами записывается в виде:

$$\frac{d\mathbf{x}}{dt} = \mathbf{v}, \quad \frac{d\mathbf{v}}{dt} = \Omega_x + \frac{1-\tau + \tau a_0}{1-\tau + \tau p_v} \eta \mathbf{p}_v, \quad (20)$$

$$\frac{d\mathbf{p}_x}{dt} = -\Omega_{xx} \mathbf{p}_v - \frac{\partial \eta}{\partial \mathbf{x}} \left( \frac{p_v^2}{2} (1-\tau) + p_v \tau \right), \quad \frac{d\mathbf{p}_v}{dt} = -\mathbf{p}_x,$$

где  $\tau$  – параметр продолжения. При  $\tau = 0$  уравнения (20) совпадают с уравнениями оптимального движения КА с идеально-регулируемым двигателем, а при  $\tau = 1$  – с уравнениями оптимального движения для задачи на минимум реактивного ускорения. Для обеспечения непрерывности продолжения в условии (13) константа  $\lambda_T$  выбирается равной соответствующему интегралу на траектории с идеально-регулируемым двигателем:

$$\lambda_T = \int_{t_0}^{t_f} p_v^{LP} dt,$$

где  $p_v^{LP}$  – модуль базис-вектора для задачи о перелёте с идеально-регулируемым двигателем.

Задача о перелёте с идеально-регулируемым двигателем в рассматриваемом случае решалась методом продолжения по гравитационному параметру (*Петухов В.Г.*, 2012; *Петухов В.Г.*, 2008), позволяющему выбирать оптимальную траекторию с требуемым числом целых витков вокруг Солнца. Для вычисления частных производных от невязок краевой задачи по ее неизвестным параметрам здесь и далее всюду использовалось численное дифференцирование методом комплексного шага (*Lyness J.N.*, *Moller C.B.*, 1967; *Lyness J.N.*, 1967; *Squire W.*, *Trapp G.*, 1998), позволяющее вычислять первые производные с ошибкой, равной ошибке вычисления функции.

Для продолжения по скорости истечения  $c \in [c_{\min}; \infty)$  и представления задачи как однопараметрического

# ОПТИМИЗАЦИЯ МЕЖПЛАНЕТНЫХ ТРАЕКТОРИЙ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ С СОЛНЕЧНОЙ ЭЛЕКТРОРАКЕТНОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКОЙ МИНИМАЛЬНОЙ МОЩНОСТИ

семейства необходимо представить краевые условия как нелинейную систему уравнений

$$\mathbf{f}(\mathbf{z}, c) = 0, \quad (21)$$

где вектор  $\mathbf{f}$  составлен из компонентов (4), (12)–(14), а  $\mathbf{z} = (\mathbf{p}_x, \mathbf{p}_v, p_m, T_0, t_0)^T$ . Для получения всех решений задачи с конечной массой, принадлежащей отрезку, заданному условием (5)  $m(t_f) \in [m_f; m_0]$ , достаточно проинтегрировать следующую систему:

$$\frac{d\mathbf{z}}{d(1/c)} = - \left[ \frac{\partial \mathbf{f}}{\partial \mathbf{z}} \right] \frac{\partial \mathbf{f}}{\partial (1/c)}, \quad 1/c \in [0; (1/c_{\min})]. \quad (22)$$

На практике численное интегрирование системы (22) проводится до достижения минимального значения конечной массы КА (функция  $m(t_f, c) - m_f$  является функцией выхода из процедуры численного интегрирования), и в результате определяется минимальное значение скорости истечения  $c_{\min}$ .

Помимо рассмотренной задачи, интерес может представлять и случай, когда допустимое время перелёта задано в виде отрезка  $[\Delta t_{\min}; \Delta t_{\max}]$ . Для получения всех решений в заданном диапазоне времен перелета можно поступить аналогичным (21), (22) образом, продолжая решение по  $\Delta t$  при фиксированной скорости истечения.

## 4. Численные примеры

В качестве примера рассматриваются гелиоцентрические участки перелётов от Земли к Венере и Мар-

су с оптимальной датой старта от Земли и разными значениями удельного импульса, связанного со скоростью истечения соотношением

$$I = \frac{c}{g_0},$$

где  $I$  – удельный импульс;  $g_0 = 9.80665 \text{ м/с}^2$ .

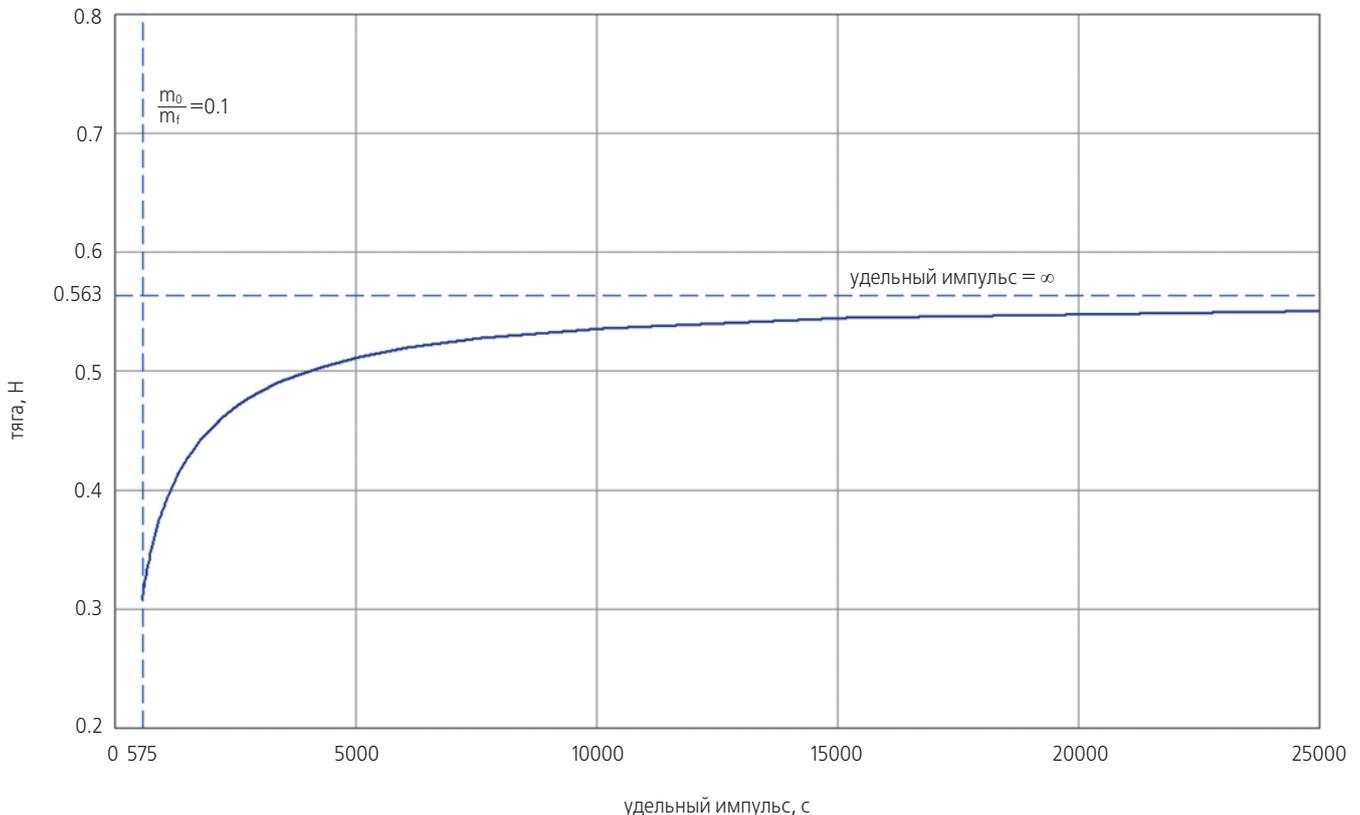
Зависимость тяги от координат и времени в данной работе была принята в следующем виде:

$$T(x, t) = \frac{1 - \alpha(t - t_0)}{|x|^n} T_0, \quad (23)$$

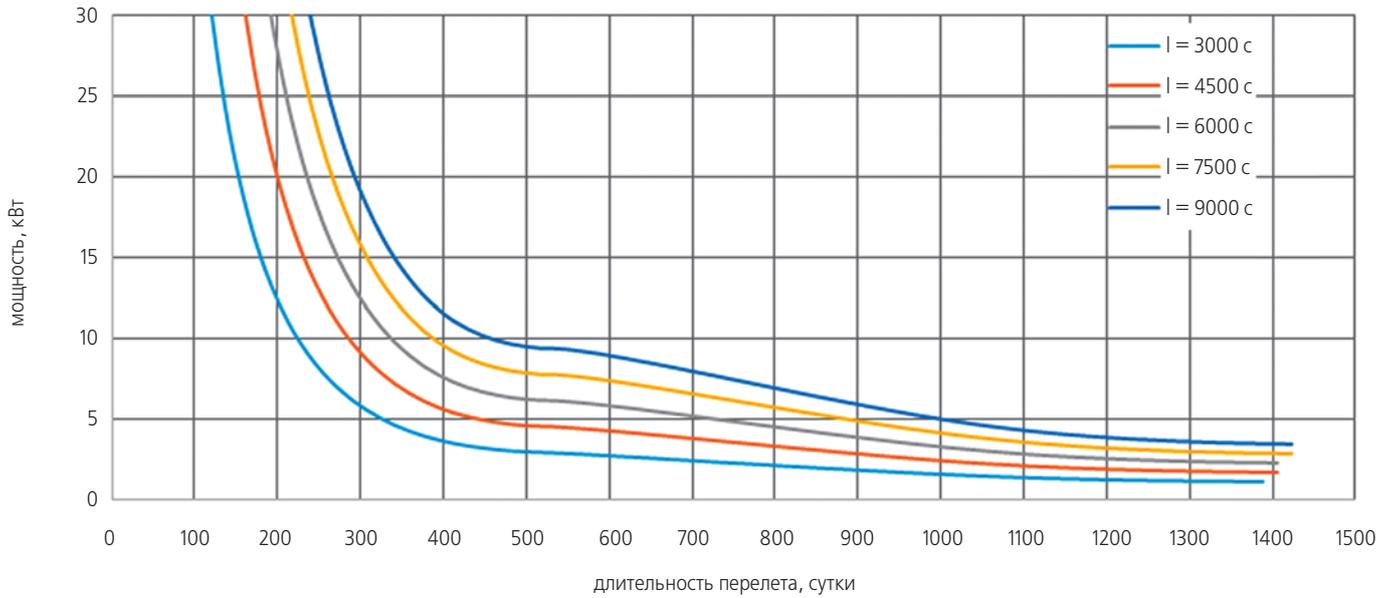
где  $T_0$  – начальная тяга в момент  $t_0$  на расстоянии одной астрономической единицы от Солнца;  $\alpha$  – параметр, характеризующий скорость деградации солнечных батарей;  $n$  – параметр, связанный с зависимостью мощности солнечных батарей от гелиоцентрического удаления КА (обычно находящийся в диапазоне 1.7...2). Необходимо отметить, что вид (23) зависит от многих факторов и её конкретное представление может меняться в зависимости от принятых допущений.

В приведённых расчётах было принято значение коэффициента  $n$ , равное 1.7, деградация солнечных батарей принята равной 5% в год, начальная масса аппарата 1000 кг, а отлётный гиперболический избыток скорости равен нулю.

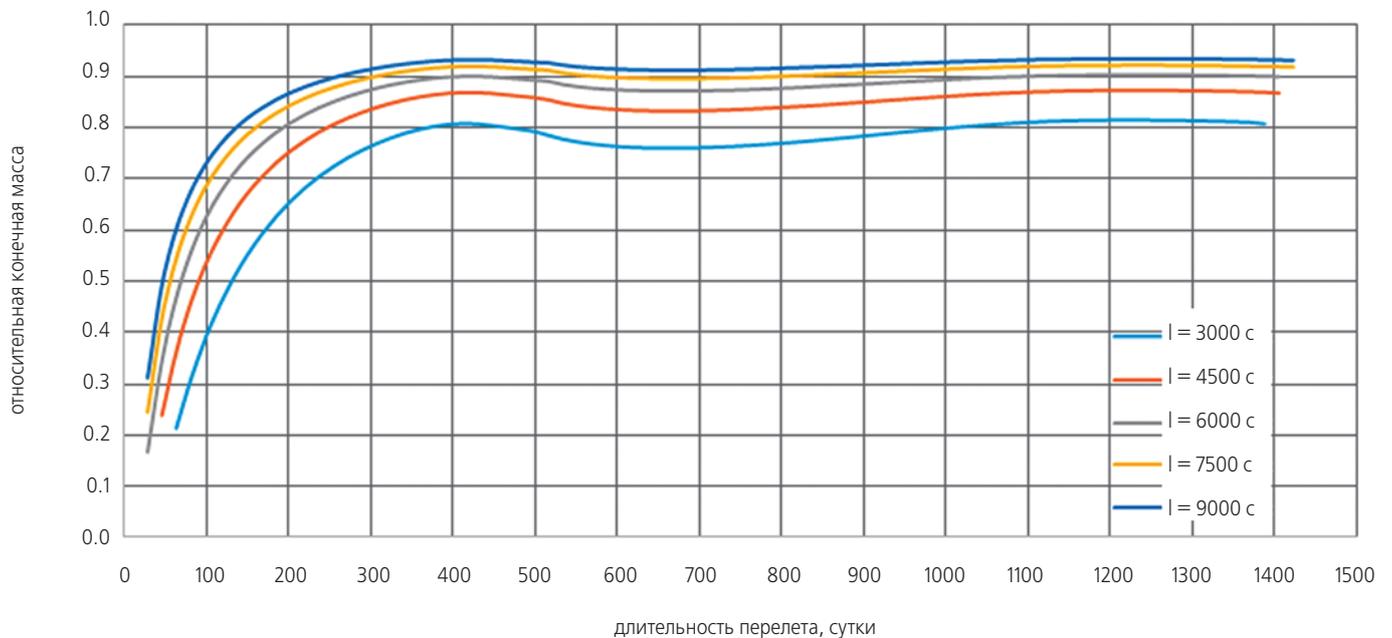
Для вычисления необходимых для краевых условий положения и скорости небесных тел использовалось эфемеридное программно-математическое обе-



рисунки 1. Зависимость начальной реактивной тяги от удельного импульса, перелёт Земля – Марс



а



б

**рисунок 2.** Перелет Земля – Марс, зависимости реактивной мощности (а) и относительной конечной массы КА (б) от времени перелёта

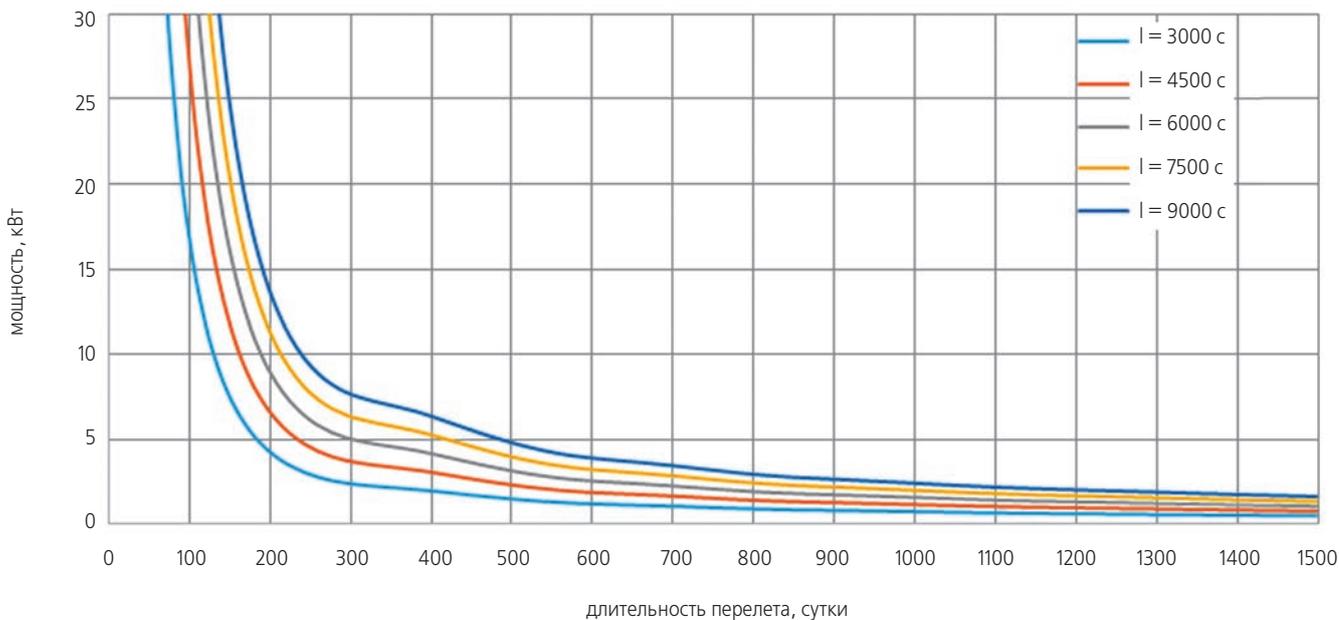
спечение JPL DE405 (Standish E.M., 1998), при этом в условии (14) появляются малые дополнительные слагаемые, связанные с использованием разных моделей гравитационного потенциала для КА и планет. В настоящей работе эти слагаемые не учитывались.

На рисунке 1 показана зависимость от удельного импульса минимальной тяги в начальный момент времени на расстоянии одной астрономической единицы для перелёта Земля – Марс длительностью 270 суток, полученная интегрированием системы (22). Как видно, эта зависимость ограничена асимптотой, соответствующей бесконечному удельному

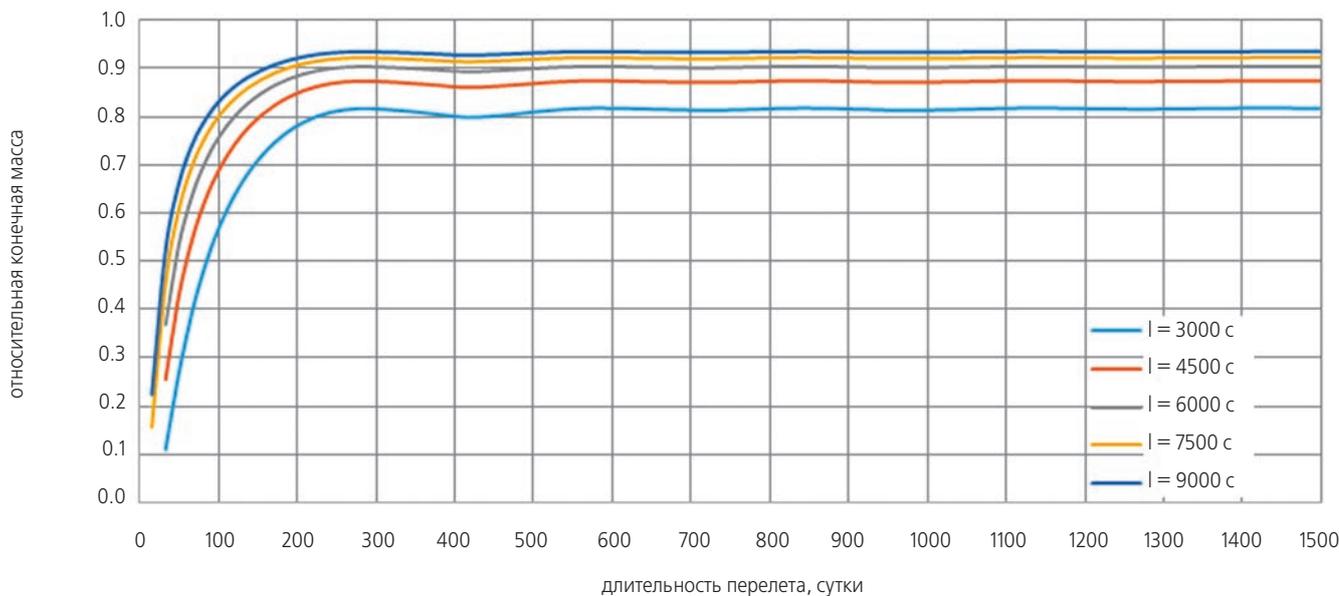
импульсу, и условием (5). График построен для фиксированной даты отлёта от Земли 22.08.2020. Для реализации перелета к Марсу при заданной дате отлета и заданной продолжительности полета удельный импульс и начальная тяга СЭРДУ должны определять на рисунке 1 точку в области над кривой минимальной тяги.

Наглядную и достаточно полную информацию о влиянии продолжительности гелиоцентрического участка на энергетические характеристики перелёта к Марсу и Венере дают рисунки 2 и 3. На них представлены зависимости минимальной начальной ре-

## ОПТИМИЗАЦИЯ МЕЖПЛАНЕТНЫХ ТРАЕКТОРИЙ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ С СОЛНЕЧНОЙ ЭЛЕКТРОРАКЕТНОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКОЙ МИНИМАЛЬНОЙ МОЩНОСТИ



а



б

**рисунок 3.** Перелет Земля – Венера, зависимости реактивной мощности (**а**) и относительной конечной массы КА (**б**) от времени перелёта

активной мощности и относительной конечной массы КА (отношения конечной массы КА при подлёте к планете назначения к начальной массе КА при отлёте от Земли) от времени перелёта.

Рисунки 2 и 3 получены с учётом условия оптимальности по дате старта, использование этого условия позволяет говорить о локальной оптимальности найденных решений по угловой дальности при ограниченном времени перелёта. Разумеется, могут существовать другие локальные экстремали, отличающиеся от приведенных на целое число витков. Из графиков видно, что в задаче минимизации на-

чальной тяги для всех планет и значений удельного импульса СЭРДУ, начиная с некоторой, достаточно большой, продолжительности перелета, дальнейшее увеличение длительности перелета практически не приводит к росту конечной массы КА. Очевидно, что увеличение конечной массы КА может быть всегда достигнуто увеличением мощности и тяги СЭРДУ за счет появления на оптимальной траектории пассивных участков. Во всех приведённых случаях зависимость тяги и мощности от времени перелёта носит монотонный, экспоненциальный характер.

## закключение

В статье рассмотрен метод оптимизации траектории КА с СЭРДУ минимальной мощности. Этот подход может служить основой для определения требуемых характеристик энергетической и двигательной установок КА. В задаче с переключениями тяги с соответствующим временем перелёта и числом витков вокруг Солнца решения существуют только в случае если тяга и реактивная мощность двигательной установки не меньше минимальных значений, определённых по предложенной в статье методике. Использование модельных задач перелёта с идеально-регулируемым двигателем и минимальной тягой в сочетании с методом продолжения позволяет избегать вырождений при оптимизации траекторий КА с СЭРДУ, связанных с перерасходом массы или недостатком мощности и тяги СЭРДУ, и получать целые семейства решений без значимого увеличения объёма вычислений.

*Работа выполнена при поддержке Гранта Президента Российской Федерации для государственной поддержки ведущей научной школы Российской Федерации НШ-895.2014.8 и Гранта Правительства Российской Федерации № 11.G34.31.0022 для государственной поддержки научных исследований, проводимых под руководством ведущих ученых в российских образовательных учреждениях высшего профессионального образования; при государственной поддержке комплексных проектов по созданию высокотехнологичных производств, выполняемых с участием высших учебных заведений по Договору № 02.G25.31.0072.*

## список литературы

*Григорьев И.С., Григорьев К.Г.* Об использовании решений задач оптимизации траекторий КА импульсной постановки при решении задач оптимального управления траекториями КА с реактивным двигателем ограниченной тяги I // *Космические исследования*. 2007. Т. 45, № 4. С. 358-366.

*Григорьев И.С., Григорьев К.Г.* Об использовании решений задач оптимизации траекторий КА импульсной постановки при решении задач оптимального управления траекториями КА с реактивным двигателем ограниченной тяги II // *Космические исследования*. 2007. Т. 45, № 6. С. 553-563.

*Малышев В.В., Тычинский Ю.Д.* Построение множества достижимости и оптимизация маневров ис-

кусственного спутника Земли с двигателями малой тяги в сильном гравитационном поле // *Известия РАН. Теория и системы управления*. 2005. № 4. С. 124-132.

*Петухов В.Г.* Метод продолжения для оптимизации межпланетных траекторий с малой тягой // *Космические исследования*. 2012. Т. 50, № 3. С. 258-270.

*Петухов В.Г.* Оптимизация межпланетных траекторий космических аппаратов с идеально-регулируемым двигателем методом продолжения // *Космические исследования*. 2008. Т. 46, № 3. С. 224-237.

*Петухов В.Г.* Оптимизация многовитковых перелетов между некомпланарными эллиптическими орбитами // *Космические исследования*. 2004. Т. 42, № 3. С. 260-279.

*Полищук Г.М., Пичхадзе К.М., Ефанов В.В., Мартынов М.Б.* Космические модули комплекса «Фобос-Грунт» для перспективных межпланетных станций // *Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина*. 2009. № 2. С. 3-7.

*Черноузько Ф.Л.* Оценивание фазового состояния динамических систем. М.: Наука, 1988. 320 с.

*Irving J.H.* Low Thrust Flight: Variable Exhaust Velocity in Gravitational Fields // *Space Techn.* 1959. V. 10, № 4. P. 10-01-10-54.

*Lyness J.N.* Numerical algorithms based on the theory of complex variables // *Proc. ACM 22nd Nat. Conf.*, Thompson Book Co., Washington, DC, 1967. P. 124-134.

*Lyness J.N., Moller C.B.* Numerical differentiation of analytic functions // *SIAM J. Numer. Anal.* 1967. 4. P. 202-210.

*Petukhov V.G.* Minimum-Thrust Problem and Its Application to Trajectory Optimization with Thrust Switchings // *IAC-13-C1.6.2*, Beijing. 2013. 9 p.

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

*Squire W., Trapp G.* Using complex variables to estimate derivatives of real functions // *SIAM Rev.* 1998. 40 (1). P. 110-112.

*Standish E.M.* JPL Planetary and Lunar Ephemerides, DE405/LE405 // *Interoffice Memorandum*. 1998. v. 312. F-98-048. P. 1-18.

*Статья поступила в редакцию 02.12.2014 г.*

## АНАЛИЗ БАЛЛИСТИЧЕСКИХ ВОЗМОЖНОСТЕЙ ПАРИРОВАНИЯ ВОЗМУЩЕНИЙ, СВЯЗАННЫХ С ВРЕМЕННЫМ НЕШТАТНЫМ ВЫКЛЮЧЕНИЕМ ЭРДУ



**М.С. Константинов<sup>1</sup>**,  
профессор,  
доктор технических наук,  
mkonst@bk.ru;  
**M.S. Konstantinov**

## ANALYSIS OF BALLISTIC CAPABILITIES FOR REJECTION OF DISTURBANCES CONNECTED WITH TEMPORARY CONTINGENCY CUTOFF OF THE ELECTRIC PROPULSION



**Д.Н. Нгуен<sup>1</sup>**,  
аспирант,  
bauman252@mail.ru;  
**D.N. Nguyen**

*В статье проанализирована баллистическая возможность парирования возмущений траектории межпланетного перелета космического аппарата с электроракетной двигательной установкой, связанных с временной невозможностью штатного использования электроракетной двигательной установки на участках гелиоцентрического перелета. Основным результатом настоящего исследования – метод нахождения такой новой номинальной траектории выведения космического аппарата, при реализации которой допускается максимально большое время нештатного отключения электроракетной двигательной установки в любой точке траектории выведения. Численный анализ приведен для одной из возможных схем выведения космического аппарата для исследования Солнца на рабочую гелиоцентрическую орбиту.*

*Ключевые слова:*  
космический аппарат;  
оптимизация траектории;  
электроракетная двигательная установка;  
нештатное выключение двигателя.

*The article provides the analysis of the ballistic capabilities to reject trajectory disturbances during interplanetary flight of a spacecraft with the electric propulsion system connected with temporary inability to ensure normal use of the electric propulsion on heliocentric segments of the flight trajectory. The main result of this analysis is the method for determination of a new nominal trajectory for spacecraft injection which allows having the longest contingency cutoff of the electric propulsion at any point of the injection trajectory. Numerical analysis is provided for one of the possible scenarios of spacecraft injection into operational heliocentric orbit for solar studies.*

*Key words:*  
Spacecraft;  
trajectory optimization;  
electric propulsion system;  
temporary cutoff of the electric propulsion.

<sup>1</sup> ФГБОУ ВПО «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)», Россия, г. Москва.

Moscow Aviation Institute (National Research University), Russia, Moscow.

## Введение

Маршевые электроракетные двигательные установки (ЭРДУ) для межпланетных миссий могут обеспечивать сложные маневры межпланетного перелета. Траектория гелиоцентрического перелета космического аппарата (КА) с ЭРДУ может быть весьма напряженной. При этом нештатная работа ЭРДУ (например, необходимость её выключения на некоторое время) может привести к невозможности выполнения транспортной задачи. Это обстоятельство должно учитываться при проектировании траектории.

В работе исследуется одна (довольно напряженная с точки зрения реализации, допускающей нештатное выключение двигателя) траектория межпланетного перелета с ЭРДУ. Проведен анализ возможности парирования возмущения траектории перелета, связанного с нештатным выключением ЭРДУ. Показано, что парировать удастся только небольшие возмущения, вызываемые нештатным выключением двигателя малой продолжительности. Предлагается путь деформирования номинальной траектории, при котором можно допустить большую продолжительность нештатного выключения ЭРДУ. Разработан метод выбора характеристик номинальной траектории, учитывающей требование по допустимому времени нештатного выключения двигателя. Метод апробируется на реализации траектории Земля – Земля с ЭРДУ на базе двух ЭРД типа RIT-22 как первого этапа всей схемы межпланетного полета. Метод разрабатывался при анализе схем перелета с гравитационным маневром у Земли КА с ЭРДУ для полета к Юпитеру в рамках проекта «Лаплас П». (Полищук Г.М. и др., 2009; Martynov M.V. et al., 2011; Константинов М.С., Орлов А.А., 2013; Константинов М.С., Нгуен Д.Н., 2014; Константинов М.С., Орлов А.А., 2014) и проекта использования гелиоцентрических орбит с низким перигелием КА для исследования Солнца (Константинов М.С. и др., 2012; Konstantinov M.S., Petukhov V.G., 2011; Konstantinov M.S. et al., 2012).

Существует несколько проектов исследования Солнца с использованием гелиоцентрических орбит. Среди этих проектов – проект НАСА «SOLAR PROBE PLUS», проект Европейского космического агентства «SOLAR ORBITER» и российский проект «ИНТЕРГЕЛИО-ЗОНД». Во всех этих проектах предполагается использовать последовательность гравитационных маневров у Земли и Венеры. В российском проекте, в отличие от американского, рассматривается возможность использования ЭРДУ на этапе гелиоцентрического перелета Земля – Земля. Такая траектория может быть энергетически весьма напряженной и не допускать достаточно большой продолжительности нештатного выключения ЭРДУ. С другой стороны, использование гравитационных маневров позволя-

ет значительно уменьшить требуемую энергетику по сравнению с прямым полетом (Konstantinov M.S. et al., 2014; Константинов М.С., Тейн М., 2013).

## 1. Общая схема перелёта КА

Схема анализируемого перелета включает:

- выведение КА на опорную орбиту с помощью ракеты-носителя (РН) «СОЮЗ-2.1Б» (Ракета-носитель «СОЮЗ-2»);
- выведение КА на гиперболическую отлетную от Земли траекторию с помощью межорбитального космического буксира «Фрегат» (Асюшкин В.А. и др., 2014; Полищук Г.М. и др., 2009) с его последующим отделением;
- участок перелета по гелиоцентрической траектории Земля – Земля с использованием маршевой ЭРДУ на базе ЭРД типа RIT-22 (Ion Propulsion Systems);
- пассивный гравитационный маневр у Земли;
- пассивный участок гелиоцентрического перелета Земля – Венера. Подлет к Венере с большим гиперболическим избытком скорости (17.5 км/с).

Заранее анализировался гелиоцентрический перелет Земля (после гравитационного маневра у неё) – Венера. Дата гравитационного маневра у Земли 09 апреля 2020 года и время перелета на участке 50.788 суток были выбраны так, чтобы величина гиперболического избытка скорости у Венеры была равна 17.5 км/с, а величина гиперболического избытка скорости у Земли и наклонение орбиты Земля – Венера были небольшими.

## 2. Постановка задачи

Временная невозможность штатного использования ЭРДУ трактуется как ситуация, при которой в любой момент на активных участках программной траектории при перелете Земля – Земля может появиться необходимость выключения двигателя на некоторое ограниченное время. Понятно, что нештатное выключение двигателя может привести к невозможности реализации траектории перелета и подлета к Земле (для гравитационного маневра у неё) с необходимым вектором скорости. В работе рассмотрены баллистические возможности парирования этих нештатных ситуаций, т.е. такое переформирование последующей программы полета КА, чтобы подлет к Земле осуществлялся с условиями, при которых за счет гравитационного маневра у Земли можно было обеспечить программное движение к Венере. При этом анализируются возможные новые рациональные траектории, обеспечивающие решение транспортной задачи. Рассматривается возможность однократного появления внештатной ситуации в любой точке любого активного участка траектории межпланетного перелета.

## АНАЛИЗ БАЛЛИСТИЧЕСКИХ ВОЗМОЖНОСТЕЙ ПАРИРОВАНИЯ ВОЗМУЩЕНИЙ, СВЯЗАННЫХ С ВРЕМЕННЫМ НЕШТАТНЫМ ВЫКЛЮЧЕНИЕМ ЭРДУ

В итоге находится максимально допустимая продолжительность нештатного выключения двигателя. Если эта продолжительность не достаточно велика, то считается необходимым модернизировать номинальную траекторию КА. Предлагается несколько путей такой модернизации. Среди них:

- введение пассивного участка в конце траектории гелиоцентрического перелета и выбор его продолжительности ( $dt_{last}$ );
- введение одного или нескольких ( $N$ ) дополнительных пассивных участков с выбором расположения этих участков ( $t_i$ )  $i=1, \dots, N$  и их продолжительностью ( $\Delta t_i$ ).

### 3. Метод исследования и оптимизации

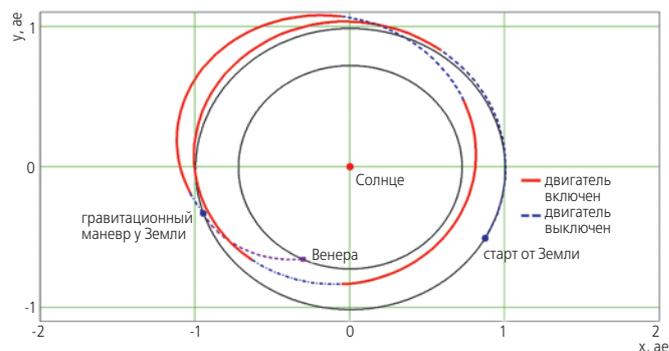
При оптимизации гелиоцентрической траектории с ЭРДУ с гравитационным маневром у Земли используется метод, основанный на принципе максимума Л.С. Понтрягина, позволяющий свести задачу оптимального управления к краевой задаче для системы обыкновенных дифференциальных уравнений. Краевая задача редуцируется к задаче Коши с помощью метода продолжения по параметру.

### 4. Номинальная траектория

Для анализируемой транспортной системы номинальная траектория находится по критерию максимальной конечной массы КА. Выбираемыми характеристиками являются: величина и направление вектора гиперболического избытка скорости при старте от Земли, дата старта, закон включения–выключения ЭРДУ на гелиоцентрическом перелете,

программы по углам тангажа и рыскания на активных участках перелета. В результате решения задачи получена оптимальная номинальная траектория, её характеристики представлены в таблице 1.

Проекция на плоскость эклиптики найденной гелиоцентрической траектории представлена на рисунке 1. На траектории есть три активных и четыре пассивных участка, причем перелет Земля – Земля начинается и заканчивается пассивными участками.

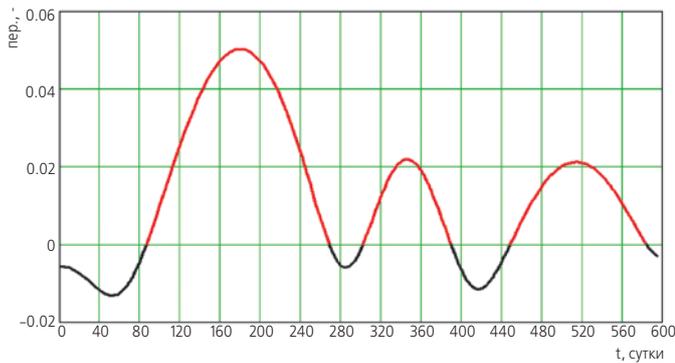


**рисунок 1.** Проекция на плоскость эклиптики траектории гелиоцентрического перелета Земля – Земля – Венера

Длительности активных и пассивных участков траектории легко анализировать с помощью рисунка 2, на котором представлена функция переключения двигателя. За исключением начального участка траектории перелета (он всегда считается пассивным с минимальной продолжительностью 50 суток для обеспечения условий ввода всех систем ЭРДУ и коррекции траектории), там, где функция переключения положительна, двигатель включен. Продолжительность последнего пассивного участка 10.455 суток.

**таблица 1** – Основные характеристики номинальной траектории КА

дата старта		23.08.2018
величина вектора гиперболического избытка скорости (ГИС) при отлете от Земли	м/с	488.494
масса КА после отделения маршевой двигательной установки «ФРЕГАТА»	кг	2115.042
вектор ГИС при отлете от Земли	м/с	[210.818; 440.660; -1.294]
время гелиоцентрического перелета Земля – Земля	сут	594.800
дата подлета КА к Земле		09.04.2020
требуемая масса ксенона	кг	238.662
масса КА при его подлете к Земле	кг	1876.38
величина ГИС при подлете к Земле	м/с	8946.173
вектор ГИС при подлете к Земле	м/с	[7141.361; 5388.341; 7.083]
вектор ГИС при отлете от Земли после гравитационного маневра	м/с	[443.839; 8928.697; 339.676]
угол поворота асимптоты гиперболы при гравитационном маневре у Земли	град	50.151
высота перигея гиперболы пролета Земли	км	400.017
время перелета Земля – Венера	сут	50.788
ГИС при подлете к Венере	м/с	17.500



**рисунок 2.** Функция переключения двигателя на гелиоцентрической траектории перелета Земля – Земля. Ось абсцисс – время полета в сутках

## 5. Анализ требований при парировании возможного нештатного выключения ЭРДУ на номинальной траектории с пассивным участком в конце гелиоцентрического перелёта

Предполагается, что в любой точке любого активного участка траектории Земля – Земля может возникнуть необходимость нештатного выключения ЭРДУ. Момент этого выключения обозначим  $t$ . Продолжительность нештатного выключения двигателя обозначим  $dt$ . Для решения транспортной задачи (доставки КА к Земле для гравитационного маневра у Земли, обеспечивающего необходимые условия перелета к Венере) после нештатного выключения двигателя придется использовать новую программу управления движением. При этом требуемая на перелет масса ксенона может увеличиться. Запасы ксенона на борту КА считаем ограниченными – 250 кг (на номинальной невозмущенной траектории требуемый запас ксенона 238.66 кг).

### 5.1. Постановка задачи оценки требуемого топлива для произвольных $t$ и $dt$

Для заданной номинальной траектории, для заданных  $t$  и  $dt$  найти оптимальную (по затратам топлива) траекторию перелета к Земле, на которой гравитационный маневр у Земли может обеспечить выход на известную траекторию гелиоцентрического перелета к Венере.

Исходные данные:

- номинальная траектория КА;
- момент нештатного выключения двигателя  $t$ ;
- длительность нештатного выключения двигателя  $dt$ ;
- дата гравитационного маневра у Земли  $T_1$ ;
- вектор гиперболического избытка скорости относительно Земли после гравитационного маневра у Земли.

Требуется найти на временном интервале  $[t+dt, T_1]$ :

- программу включения-выключения ЭРДУ;
- программу углов тангажа и рыскания на активных участках этого временного интервала.

Критерий оптимизации – требуемая для перелета масса ксенона. На траекторию перелета после нештатного выключения двигателя никаких дополнительных требований не вводится.

Поиск оптимальной траектории перелета проводится с помощью принципа максимума. Используется полный набор необходимых условий оптимальности, включающий условия трансверсальности при подлете к Земле для гравитационного маневра у Земли (Константинов М.С., Орлов А.А., 2013; Konstantinov M.S. et al., 2012).

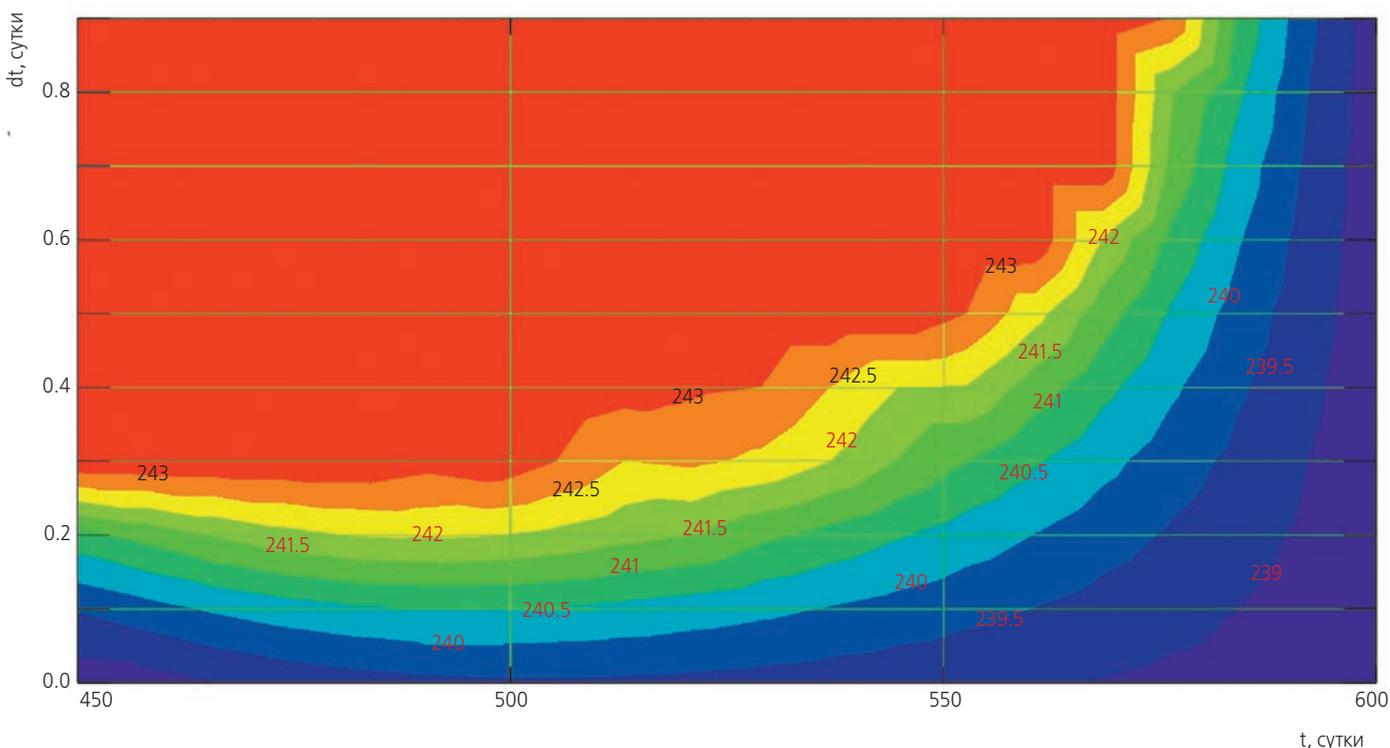
### 5.2. Оценка требуемого для перелета топлива при использовании номинальной траектории с длительностью последнего пассивного участка 10.455 суток

Рассматриваемая номинальная траектория имеет три продолжительных активных участка. Каждый из участков был разделен на 20 интервалов, и осуществлялся перебор  $t$  как начальной точки интервала. Для каждой этой начальной точки находилось 10 оптимальных траекторий перелета к Земле, соответствующих 10 значениям длительности нештатного выключения двигателя. Для первого и второго активных участков длительность выключения двигателя изменялась от 1 суток до 10 суток с шагом 1 сутки. Для последнего активного участка длительность выключения ЭРДУ изменялась от 0.1 суток до 1 суток с шагом 0.1 суток. Всего при описываемом в этом разделе анализе было решено  $20 \times 10 \times 3 = 600$  краевых задач принципа максимума.

Для первого и второго активных участков предельно допустимые продолжительности нештатного выключения двигателя оказались достаточно большими (больше 10 суток).

К сожалению, нештатная работа двигателя на последнем активном участке приводит к такому возмущению траектории, что парировать его очень непросто и не всегда возможно. На рисунке 3 приведены изолинии требуемой массы ксенона как функции даты нештатного выключения двигателя на третьем активном участке (ось абсцисс) и продолжительности этого выключения (ось ординат). Красным цветом выделена область, в которой решение краевой задачи не удастся найти. Можно считать, что в этой области возмущение, связанное с нештатным выключением двигателя, невозможно парировать. Интересно и то, что в области рассматриваемой плоскости, где парирование возмущения возможно (на рисунке ниже области, выделенной красным), максимально

## АНАЛИЗ БАЛЛИСТИЧЕСКИХ ВОЗМОЖНОСТЕЙ ПАРИРОВАНИЯ ВОЗМУЩЕНИЙ, СВЯЗАННЫХ С ВРЕМЕННЫМ НЕШТАТНЫМ ВЫКЛЮЧЕНИЕМ ЭРДУ



Третий активный участок. Продолжительность пассивного участка на конечном участке перелета 10.455 суток. Красным выделена область, где нет возможности парировать возмущение.

**рисунок 3.** Изолинии требуемой для гелиоцентрического перелета Земля – Земля массы топлива (числа на изолиниях, кг) на плоскости: дата нештатного выключения двигателя (сутки, отсчитывается от даты старта) – продолжительность нештатного выключения двигателя (сутки)

тратится 243.5 кг ксенона, что меньше предполагаемого нами запаса ксенона в 250 кг.

Проведенный анализ показал, что предельно допустимая продолжительность нештатного выключения двигателя на временном интервале 450–490 суток (начало третьего активного участка) примерно равна 0.35 суток. Такое небольшое время нештатного выключения двигателя вряд ли можно рассматривать допустимым.

Рассмотрим целесообразность увеличения длительности последнего пассивного участка траектории до 20, 30, 40 дней. Анализ показал, что при этом можно существенно увеличить допустимую продолжительность нештатного выключения двигателя.

В таблице 2 приведены характеристики траекторий со всеми рассмотренными вариантами продолжительности последнего пассивного участка. Анализ приведенных результатов показывает, что с точки зрения максимизации предельно допустимой продолжительности нештатного выключения двигателя самым лучшим вариантом является вариант траектории с длительностью последнего пассивного участка 30 суток. В этом варианте удастся парировать возмущения от нештатного выключения двигателя на первых двух активных участках длительностью до 10 суток и длительностью до 2.8 суток на последнем активном участке.

**таблица 2** – Предельно допустимые продолжительности нештатного выключения двигателя для различных продолжительностей последнего пассивного участка. Величина вектора ГИС при отлете от Земли 488.494 м/с

длительность последнего пассивного участка	сут	10.455	20	30	40
предельно допустимая продолжительность выключения двигателя на третьем активном участке	сут	0.35	1.726	2.807	1.45
дата старта		23.08.2018	23.08.2018	16.08.2018	27.07.2018
время гелиоцентрического перелета Земля – Земля	сут	594.800	594.046	601.525	621.012
масса ксенона	кг	238.662	239.138	240.398	247.72
масса КА при его подлете к Земле	кг	1876.38	1875.904	1874.644	1867.321

Можно отметить, что при увеличении продолжительности последнего пассивного участка оптимальное время перелета Земля – Земля немного увеличивается.

### 5.3. Анализ требований при парировании возможного нештатного выключения ЭРДУ на номинальной траектории с одним дополнительным пассивным участком

Введем дополнительный пассивный участок на самом сложном для реализации последнем (третьем) активном участке. При этом рассматриваемая траек-

тория будет иметь пять пассивных и четыре активных участка. Разработанный метод исследования требований по допустимой продолжительности нештатного выключения двигателя сводится к следующему алгоритму:

1. Фиксируются два новых параметра траектории гелиоцентрического перелета: дата начала дополнительного пассивного участка  $Ta$  и его продолжительность  $\delta t$ .

2. Находится оптимальная номинальная траектория для схемы полета с зафиксированными значениями  $Ta$  и  $\delta t$ . Критерий оптимальности – минимальная масса требуемого для перелета топлива ЭРДУ. Использует-

**таблица 3** – Предельно допустимые продолжительности нештатного выключения двигателя для различных дат начала дополнительного пассивного участка длительностью 4 суток

временной интервал пассивного участка	1-й активный участок	2-й активный участок	3-й активный участок	4-й активный участок	предельно допустимая продолжительность выключения двигателя
сутки	сутки	сутки	сутки	сутки	сутки
530–534	>10	>10	5.094	3.840	3.840
<b>540–544</b>	<b>&gt;10</b>	<b>&gt;10</b>	<b>4.666</b>	<b>4.669</b>	<b>4.666</b>
545–549	>10	>10	4.445	5.28	4.445
550–554	>10	>10	4.218	5.464	4.218

**таблица 4** – Предельно допустимые продолжительности нештатного выключения двигателя для различных дат начала дополнительного пассивного участка длительностью 5 суток

временной интервал пассивного участка	1-й активный участок	2-й активный участок	3-й активный участок	4-й активный участок	предельно допустимая продолжительность выключения двигателя
сутки	сутки	сутки	сутки	сутки	сутки
500–505	>10	>10	>5	2.670	2.670
520–525	>10	>10	>5	3.117	4.63
540–545	>10	>10	5.104	4.323	4.323
543–548	>10	>10	4.924	4.63	4.63
<b>545–550</b>	<b>&gt;10</b>	<b>&gt;10</b>	<b>4.820</b>	<b>4.882</b>	<b>4.820</b>
547–552	>10	>10	4.708	5.157	4.708
548–553	>10	>10	4.710	5.309	4.710
550–555	>10	>10	4.485	5.165	4.485

**таблица 5** – Предельно допустимые продолжительности нештатного выключения двигателя для различных вариантов одного дополнительного пассивного участка длительностью 6 суток

временной интервал пассивного участка	1-й активный участок	2-й активный участок	3-й активный участок	4-й активный участок	предельно допустимая продолжительность выключения двигателя
сутки	сутки	сутки	сутки	сутки	сутки
540–546	>10	>10	5.464	3.61	3.61
545–551	>10	>10	5.164	4.021	4.021
548–554	>10	>10	4.963	4.312	4.312
549–555	>10	>10	4.896	4.457	4.457
550–556	>10	>10	4.828	4.585	4.585
<b>551–557</b>	<b>&gt;10</b>	<b>&gt;10</b>	<b>4.760</b>	<b>4.723</b>	<b>4.723</b>
552–558	>10	>10	4.691	4.871	4.691
555–561	>10	>10	4.485	5.387	4.485

## АНАЛИЗ БАЛЛИСТИЧЕСКИХ ВОЗМОЖНОСТЕЙ ПАРИРОВАНИЯ ВОЗМУЩЕНИЙ, СВЯЗАННЫХ С ВРЕМЕННЫМ НЕШТАТНЫМ ВЫКЛЮЧЕНИЕМ ЭРДУ

ся полный набор необходимых условий оптимальности принципа максимума.

3. Все три активных участка исследуемой номинальной траектории равномерно по времени разбиваются на 20 сегментов. Дата прохождения КА каждой начальной точки полученных сегментов ( $t_i, i=1 \dots 20$ ) рассматривается как возможная дата нештатного выключения двигателя. Для каждой такой даты рассматривается 10 значений возможных продолжительностей нештатного выключения двигателя ( $dt_i$ ) от 1 суток до 10 суток с шагом 1 сутки.

4. Для зафиксированных четырех параметров ( $Ta, \delta t, t_i$  и  $dt_i$ ) решается задача оптимального перелета на интервале  $[Ta+\delta t, T_k]$ . Находится требуемая минимальная масса для перелета.

5. Для зафиксированных трех параметров ( $Ta, \delta t, t_i$ ) находится такая продолжительность нештатного выключения ЭРДУ  $\delta t_{250}$ , при которой масса требуемого топлива равна его располагаемому запасу (250 кг). Эта продолжительность рассматривается как максимально допустимая для рассматриваемого момента нештатного выключения двигателя  $t_i$ .

6. Для зафиксированных двух параметров ( $Ta, \delta t$ ) находится такой момент нештатного выключения двигателя  $t_i^*$ , при котором допустимая продолжительность нештатного выключения двигателя  $\delta t_{250}$  минимальна ( $\delta t_{250}^*$ ).

7. Перебирая параметры  $Ta$  и  $\delta t$ , определяющие характеристики введенного дополнительно пассивного участка, находим такие его характеристики  $Ta^*$  и  $\delta t^*$ , при которых  $\delta t_{250}^*$  максимально.

Разработанный алгоритм является трудоемким. Только параллельное использование нескольких современных компьютеров, хорошее системное про-

граммное обеспечение и разработанное собственное программное обеспечение позволили справиться с задачей.

Результаты анализа некоторых рассмотренных вариантов приведены в таблицах 3–5. В них помещены предельно допустимые продолжительности нештатного выключения двигателя для различных дат начала дополнительного пассивного участка и различной его длительности. Длительность последнего пассивного участка принята равной 30 суток. Строка таблицы, соответствующая лучшей (по критерию максимальной предельно допустимой продолжительности нештатного выключения двигателя) дате начала дополнительного пассивного участка, выделена красным цветом.

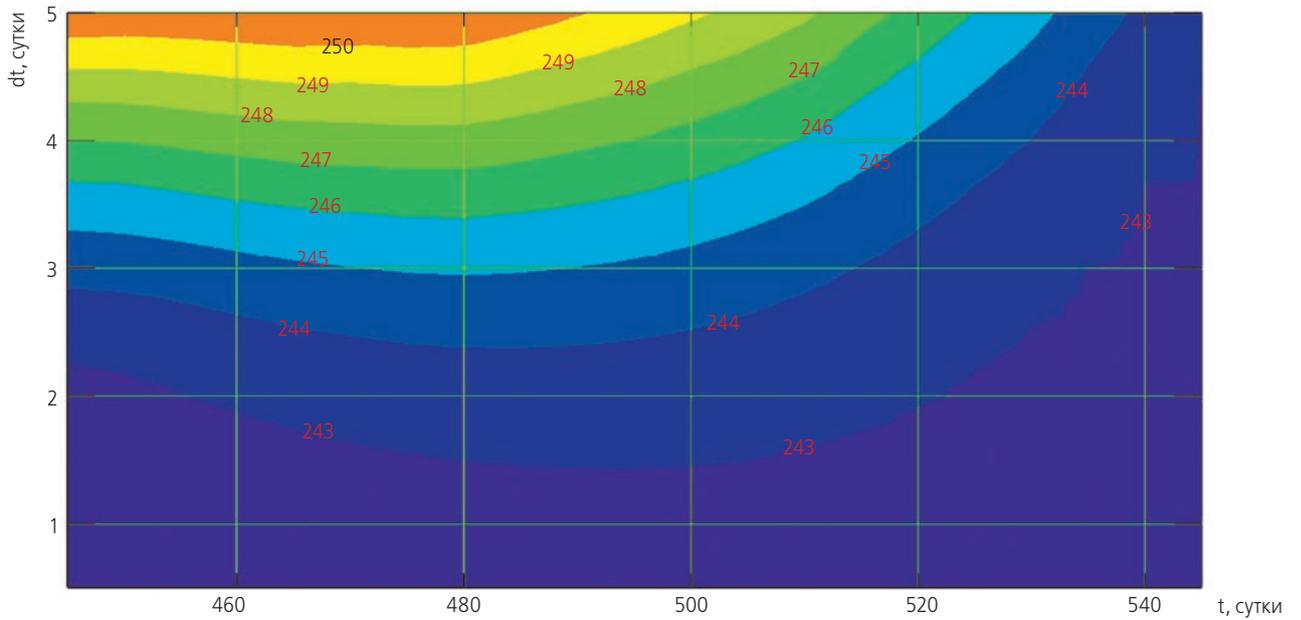
Анализ таблиц 3–5 показывает, что оптимальная дата введения дополнительного пассивного участка есть 545-й день полета, а оптимальная его длительность – 5 суток. При этом предельно допустимая продолжительность выключения двигателя равна 4.82 суток. Этот вариант траектории назовём новой номинальной траекторией. Изолинии требуемой для гелиоцентрического перелета Земля – Земля массы топлива для двух последних активных участков новой номинальной траектории приведены на рисунках 4 и 5.

### 6. Характеристики новой номинальной траектории

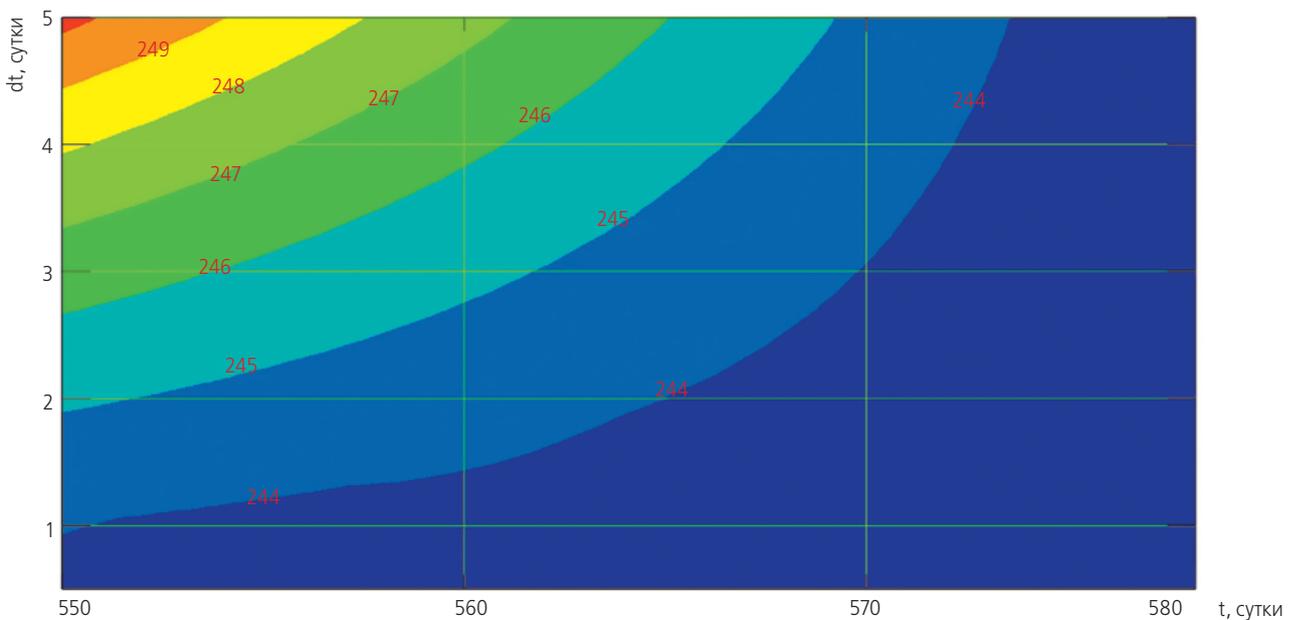
В таблице 6 представлены основные характеристики новой номинальной траектории КА, обеспечивающей возможность парирования аварийного отключения ЭРДУ в течение 4.82 суток в любой момент времени.

таблица 6 – Основные характеристики новой номинальной траектории КА

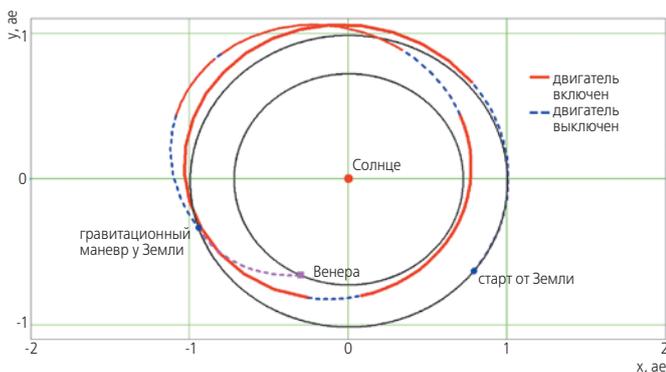
дата старта		09.08.2018
величина ГИС при отлете от Земли	м/с	488.494
масса КА после отделения маршевой двигательной установки Фрегата	кг	2115.042
вектор ГИС при отлете от Земли	м/с	[220.335; 435.958; -4.381]
время гелиоцентрического перелета Земля – Земля	сут	594.800
дата подлета КА к Земле		09.04.2020
масса ксенона	кг	242.992
масса КА при подлете к Земле	кг	1872.05
величина ГИС при подлете к Земле	м/с	8946.173
вектор ГИС при подлете к Земле	м/с	[7141.183; 5388.647; -0.299]
вектор ГИС при отлете от Земли после гравитационного маневра	м/с	[443.839; 8928.697; 339.676]
угол поворота асимптоты гиперболы при гравитационном маневре у Земли	град	50.151
высота перигея гиперболы пролета Земли	км	400.018
время перелета Земля – Венера	сут	50.788
гиперболический избыток скорости при подлете к Венере	м/с	17.500



**рисунок 4.** Изолинии требуемой для гелиоцентрического перелета Земля – Земля массы топлива (кг) на плоскости: дата внештатного выключения двигателя (сутки, отсчитывается от даты старта) – продолжительность внештатного выключения двигателя (сутки). Третий активный участок новой номинальной траектории



**рисунок 5.** Изолинии требуемой для гелиоцентрического перелета Земля – Земля массы топлива (кг) на плоскости: дата внештатного выключения двигателя (сутки, отсчитывается от даты старта) – продолжительность внештатного выключения двигателя (сутки). Четвертый активный участок новой номинальной траектории



**рисунок 6.** Проекция на плоскость эклиптики новой номинальной траектории

Проекция на плоскость эклиптики новой номинальной траектории представлена на рисунке 6.

На траектории перелета Земля – Земля есть четыре активных и пять пассивных участков. В таблице 7 представлены моменты переключения двигателя.

Некоторые точки траектории, в которых осуществляется включение или выключение двигателя, совпадают с нулями функции переключения (исключение первый и последний участки).

Полное время работы маршевой ЭРДУ на перелете Земля – Земля равно 410.046 суток. За это время тратится 242.99 кг ксенона.

## АНАЛИЗ БАЛЛИСТИЧЕСКИХ ВОЗМОЖНОСТЕЙ ПАРИРОВАНИЯ ВОЗМУЩЕНИЙ, СВЯЗАННЫХ С ВРЕМЕННЫМ НЕШТАТНЫМ ВЫКЛЮЧЕНИЕМ ЭРДУ

**таблица 7** – Моменты переключения двигателя новой номинальной траектории КА

участок	начало участка (i-й день)	продолжительность (сутки)
1-й участок (пассивный)	0	97.725
2-й участок (активный)	97.725	196.829
3-й участок (пассивный)	294.554	23.023
4-й участок (активный)	317.577	88.767
5-й участок (пассивный)	406.344	38.735
6-й участок (активный)	445.078	99.922
7-й участок (пассивный)	545	5
8-й участок (активный)	550	28.187
9-й участок (пассивный)	578.187	30
полное время перелета	608.187	

### заключение

1. В работе предложен подход к проектированию траектории межпланетного перелета КА с ЭРДУ с учетом необходимости парирования возмущения траектории, связанного с нештатным выключением ЭРДУ в любой точке любого активного участка траектории.

2. Получены оценки допустимой продолжительности нештатного выключения ЭРДУ для рассматриваемых ранее программных траекторий. Сделан вывод о целесообразности корректирования номинальных траекторий для увеличения предельно допустимого времени нештатного выключения двигателя.

3. Предложены два пути корректировки номинальных траекторий. Они основаны на увеличении длительности пассивного участка на конечном участке гелиоцентрического перелета и на введении одного или нескольких дополнительных пассивных участков.

4. Оптимизация характеристик дополнительных пассивных участков (их положение на траектории и длительность) приводит к увеличению предельно допустимого времени нештатного выключения двигателя до уровня, который может удовлетворять проектанта транспортной системы.

5. Для рассмотренной транспортной задачи нахождение новой номинальной межпланетной траектории КА позволило увеличить допустимое нештатное выключение ЭРДУ до 4.8 суток в любой точке траектории перелета.

### список литературы

Асюшкин В.А., Викуленков В.П., Ишин С.В. Итоги создания и начальных этапов эксплуатации межорби-

тальных космических буксиров типа ФРЕГАТ // Вестник НПО имени С.А. Лавочкина. 2014. № 1. С. 3-9.

Константинов М.С., Мин Т. Оптимизация траектории выведения космического аппарата на рабочую гелиоцентрическую орбиту // Электронный журнал «Труды МАИ». 2013. № 67. 20 с.

Константинов М.С., Нгуен Д.Н. Оптимизация траектории КА с ЭРДУ к Юпитеру с гравитационным маневром в рамках задачи трех тел // Электронный журнал «Труды МАИ». 2014. № 72. 24 с.

Константинов М.С., Орлов А.А. Оптимизация траектории перелета космического аппарата с малой тягой для исследования Юпитера с использованием гравитационного маневра у Земли // Вестник «НПО им. С.А. Лавочкина». 2013. № 5 (21). С. 42-48.

Константинов М.С., Орлов А.А. Оптимизация траектории к Юпитеру космического аппарата с малой тягой с использованием двух гравитационных маневров у Земли // Вестник МАИ. 2014. Т. 21, № 1. С. 58-69.

Константинов М.С., Петухов В.Г., Лёб Х.В. Применение высокочастотного ионного двигателя RIT-22 в проекте «ИНТЕРГЕЛИО-ЗОНД» // Электронный журнал «Труды МАИ». 2012. № 60. 10 с.

Полищук Г.М., Пичхадзе К.М., Ефанов В.В., Мартынов М.Б. Космические модули комплекса «ФОБОС-ГРУНТ» для перспективных межпланетных станций // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2009. № 2. С. 3-7.

Ракета-носитель «СОЮЗ-2». Официальный сайт РКК «ПРОГРЕСС». URL: [http://samspace.ru/products/launch\\_vehicles/rn\\_soyuz\\_2/](http://samspace.ru/products/launch_vehicles/rn_soyuz_2/) (дата обращения: 02.12.2014).

Ion Propulsion Systems. URL: <http://cs.astrium.eads.net/sp/spacescraft-propulsion/ion-propulsion/index.html> (дата обращения: 02.12.2014).

Konstantinov M.S., Petukhov V.G. One Version of a Space Transport System for Research of the Sun // The 62-nd International Astronautical Congress, Cape Town, South Africa. 2011. Paper IAC-11.C4.6.10. 10 p.

Konstantinov M.S., Petukhov V.G., Min Thein. The one mission for Sun exploration // Proceeding of the 63-th International Astronautical Congress, Naples, Italy. 2012. Paper IAC-12-A3, 5, 5. 9 p.

Konstantinov M.S., Petukhov V.G., Min Thein. Optimization of the spacecraft insertion into the system of heliocentric orbits for Sun exploration // Proceeding of the 65-th International Astronautical Congress, Toronto, Canada. 2014. Paper IAC-14.C1.9.4. 11 p.

Martynov M.B., Alexashkin S.N., Khamidullina N.M., Orlov O.I. et al. Planetary protection principles used for Phobos-Grunt mission // Solar System Research. 2011. V. 45, № 7. P. 593-596.

Статья поступила в редакцию 01.12.2014 г.

## ЗАВИСИМОСТЬ ВЕСА КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ ОТ ПРОСТРАНСТВЕННОГО РАЗРЕШЕНИЯ СЪЕМОЧНОЙ АППАРАТУРЫ



**Ю.И. Сенцов<sup>1</sup>,**  
кандидат физико-  
математических наук,  
*jurasensov@mail.ru;*  
**Ju.I. Sentsov**

*В статье приводятся данные по состоянию разработок КА ДЗЗ высокого разрешения. На примере КА ДЗЗ с оптоэлектронной съемочной аппаратурой проводится анализ зависимости веса КА ДЗЗ от пространственного разрешения.*

*Ключевые слова: дистанционное зондирование; пространственное разрешение; оптоэлектронная аппаратура.*

### ВВЕДЕНИЕ

Космическое дистанционное зондирование Земли – это высотный метод наблюдения за поверхностью Земли с помощью космических аппаратов (КА ДЗЗ), характеризующийся большой оперативностью и производительностью. Метод основан на объективно существующих связях между характеристиками природной среды и регистрируемым полем излучения, которые позволяют по космическим снимкам распознавать различные природные объекты и оценивать их состояние в результате какого-либо воздействия.

Мировая тенденция развития КА ДЗЗ предполагает создание космических аппаратов с высоким пространственным разрешением, наличием множества спектральных каналов, большой площадью съемки, высокой точностью координатной привязки изо-

<sup>1</sup> ФГУП «Государственный космический научно-производственный центр имени М.В. Хруничева», Россия, г. Москва.

## THE DEPENDENCE BETWEEN THE WEIGHT OF THE EARTH REMOTE SENSING SPACECRAFT AND THE SPATIAL RESOLUTION OF IMAGING EQUIPMENT



**М.В. Хмельщиков<sup>1</sup>,**  
кандидат технических наук,  
*jurasensov@mail.ru;*  
**M.V. Hmelshchikov**

*The article presents the data on the status of design & developments of the high-resolution remote sensing satellites. By the example of the Earth remote sensing satellites with optoelectronic imaging equipment the analysis of the relationship between the spacecraft weight and the spatial resolution is carried out.*

*Keywords: remote sensing; spatial resolution; optoelectronic devices.*

бражения и оперативностью передачи информации на Землю.

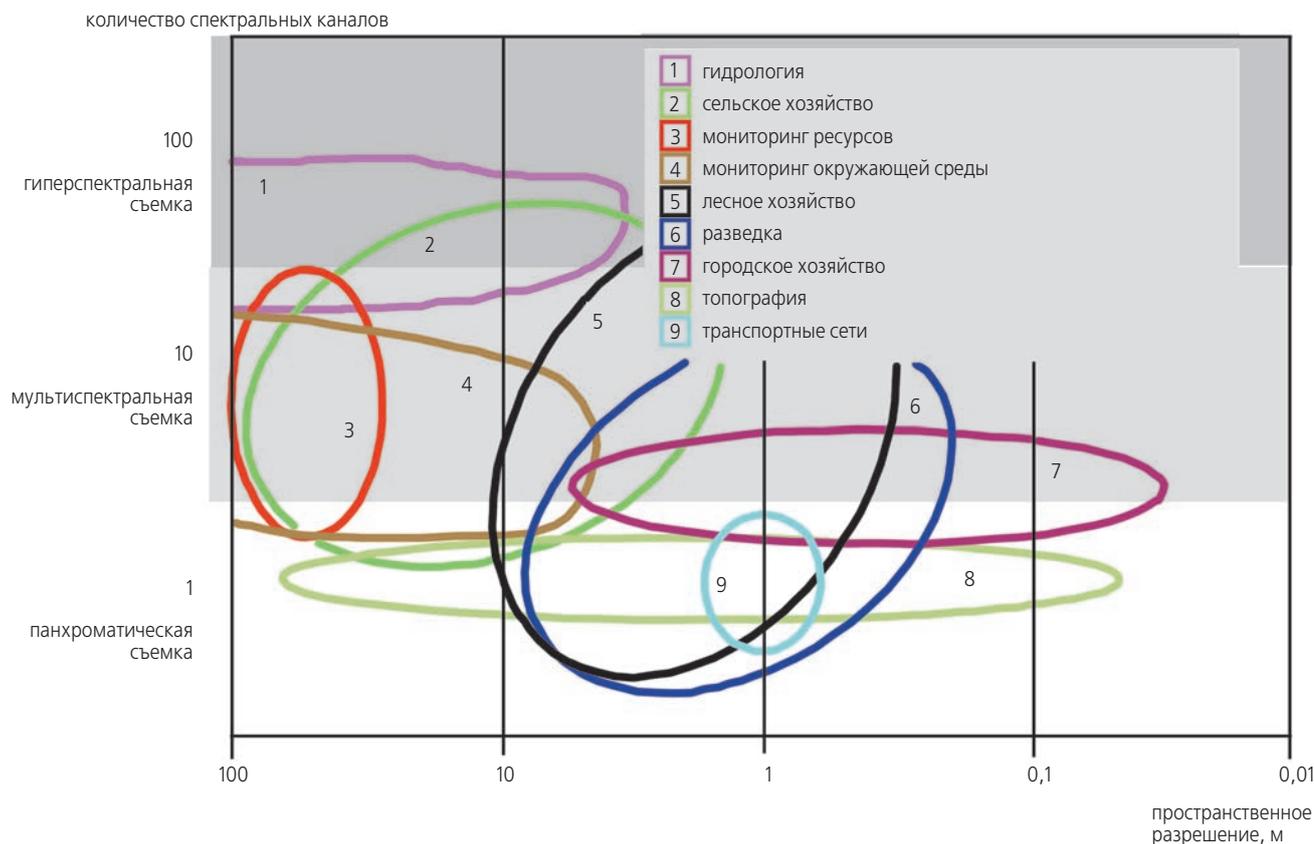
Все эти усовершенствования аппаратуры связаны, как правило, с ее утяжелением. Поэтому вопросы, касающиеся весовых характеристик КА, остаются актуальными.

В статье на примере КА ДЗЗ с оптоэлектронной съемочной аппаратурой проводится анализ зависимости его веса от пространственного разрешения, которое является определяющим в рассматриваемом вопросе.

КА ДЗЗ состоит из служебной платформы и размещаемой на ней съемочной оптоэлектронной аппаратуры (СОА). Задачей служебной платформы является обеспечение функционирования КА, создание

Khronichev State Research and Production Space Center, Russia, Moscow.

## ЗАВИСИМОСТЬ ВЕСА КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ ОТ ПРОСТРАНСТВЕННОГО РАЗРЕШЕНИЯ СЪЕМОЧНОЙ АППАРАТУРЫ



**рисунок 1.** Пространственное разрешение и количество спектральных каналов, необходимых для решения отдельной отраслевой задачи

условий для проведения съемки и передача видеоинформации на Землю. В состав служебной платформы входят: система электроснабжения (СЭС), система обеспечения тепловых режимов (СОТР), система управления КА (СУ), телекомандная система (ТКС) и бортовая информационная система (БИС).

Перечень задач, которые могут решаться с помощью КА ДЗЗ, приведен на рисунке 1 (Севастьянов Н.Н. и др. Анализ..., 2009).

Из рисунка 1 видно, что решение различных хозяйственных задач зависит как от величины пространственного разрешения, так и от количества спектральных каналов, в которых производится одновременная съемка местности. Так, например, по отношению спектральных яркостей красного и инфракрасного каналов можно диагностировать состояние растительности, по отношению зеленого и инфракрасного – степень загрязнений водной поверхности, по отношению зеленого и красного – покрытие территории снегом или льдом.

Следует отметить, что требуемое пространственное разрешение может меняться от сотен метров до десятков сантиметров, а количество спектральных каналов – от одного до сотни. Создание топографических карт и карт расположения городского хозяйства требует самого высокого пространственного разрешения, а мониторинг природной среды

может осуществляться с разрешением в несколько километров.

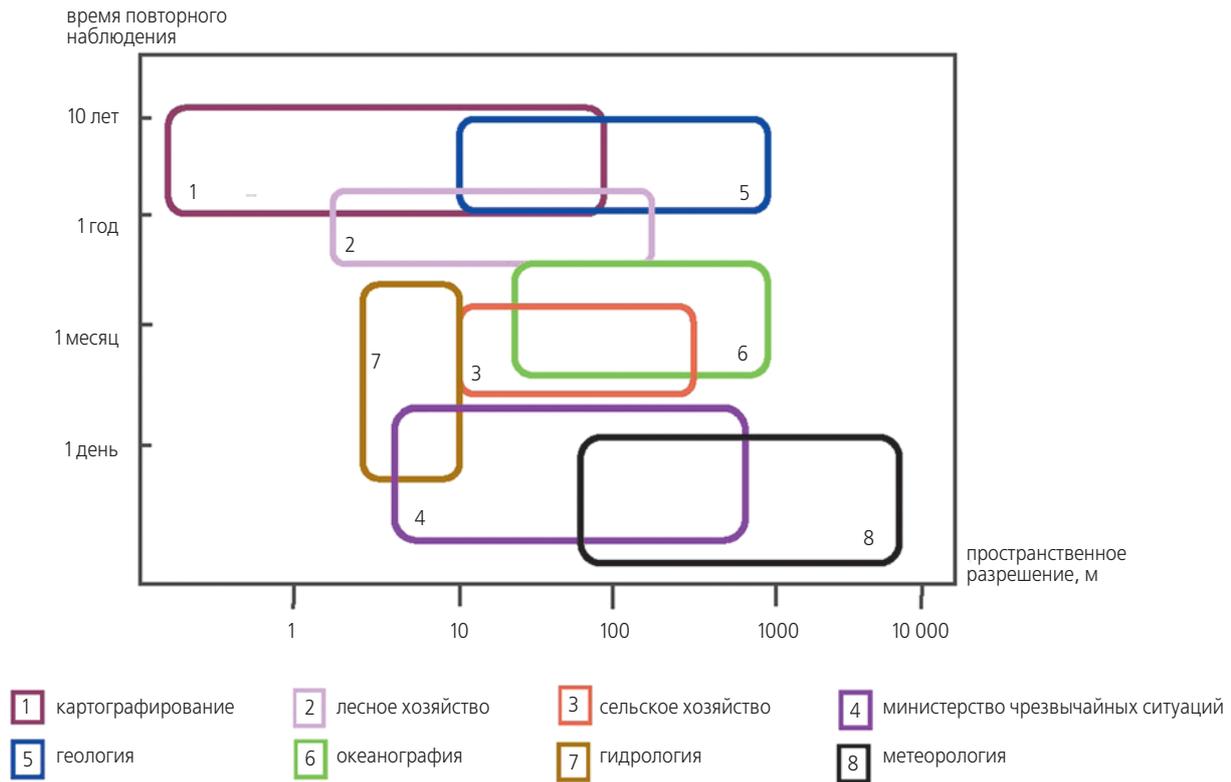
Необходимая частота повторения съемки одной и той же поверхности различна при решении различных задач (рисунок 2) (Севастьянов Н.Н. и др. Задачи..., 2013).

К примеру, при метеорологическом наблюдении требуется каждый час повторять съемку, а при составлении геологических карт достаточно провести съемку один раз в течение десяти лет.

Отметим, что при решении каждой хозяйственной задачи, связанной с необходимостью проведения космической съемки, предварительно проводится анализ необходимого количества космических аппаратов на орбите и их баллистики с целью оптимизации производительности съемки Земли (Ефанов В.В. и др., 2009; Darnopykh V.V. et al., 2010).

Схемы проведения съемки поверхности Земли при решении различных задач могут быть различными, и главными из них являются маршрутная, кадровая, площадная и стереоскопическая съемка (рисунок 3) (Севастьянов Н.Н. и др. Анализ..., 2009). Каждая из этих схем съемки отличается методикой и точностью управления КА.

Самая простая съемка маршрутная, при которой космический аппарат поддерживает постоянную орбитальную ориентацию и съемка ведется в нади́р или под некоторым углом в стороне от трассы.



**рисунок 2.** Пространственное разрешение и время повторного наблюдения местности для решения различных задач

Наиболее сложной является площадная съемка, когда КА необходимо выполнять программные развороты одновременно и по крену, и по тангажу.

Стереоскопическая съемка предусматривает получение двух изображений одной и той же местности, снятых с разных участков траектории полета, по которым путем математической обработки восстанавливается высотный рельеф местности. Стереоскопическая съемка отличается от других схем более высокими точностями наведения и стабилизации космического аппарата.

На рисунке 4 показано, как по годам уменьшалось пространственное разрешение КА ДЗЗ (Бакланов А.И. и др., 2010). К 2012 году пространственное разрешение достигло 40 см и стало сравнимым с предельно возможным разрешением 15–20 см, обусловленным влиянием турбулентности атмосферы.

На рисунке 5 показано, как менялся в последние годы вес КА ДЗЗ в зависимости от величины пространственного разрешения (Бакланов А.И. и др., 2010). Если КА с пространственным разрешением 1 м весит всего 500 кг, то вес КА с разрешением 0,5 м уже равен 2,5 тоннам.

Повышение пространственного разрешения КА приводит к усложнению аппаратуры и, как правило, к увеличению их массы и габаритов.

Последовательность изменений технических требований к системам КА ДЗЗ, вызванных повышением пространственного разрешения, следующая.

Для того чтобы повысить пространственное разрешение, необходимо в СОА применить телеобъектив с увеличенным фокусным расстоянием и диаметром апертуры.

В системе приема и преобразования излучения потребуется применить ВЗН-матрицу (ПЗС-матрицу с временной задержкой накопления) с большим количеством фотоэлементов, что приведет к росту информационного потока.

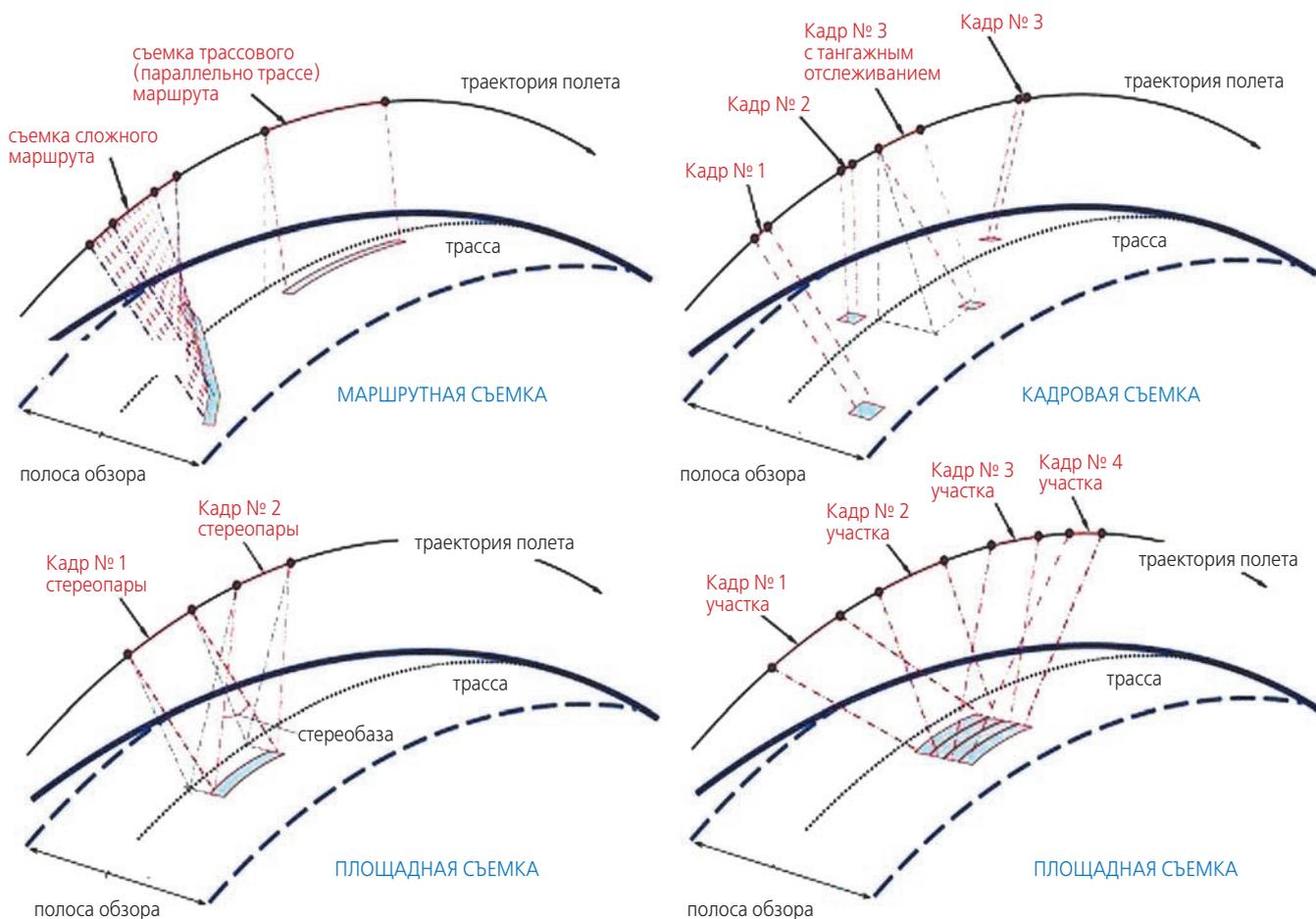
В бортовой информационной системе при сохранении ширины полосы захвата увеличится объем памяти запоминающего устройства и повысится скорость передачи информации на Землю.

Повышение пространственного разрешения, как правило, требует улучшения точности геодезической привязки изображения, которая по величине сравнима с пространственным разрешением. А улучшение геодезической привязки ужесточает требования к точности работы системы ориентации КА.

В свою очередь, все перечисленные изменения повлекут за собой повышение мощности СЭС.

Анализ изменения веса каждой подсистемы КА при повышении пространственного разрешения начнем с рассмотрения съемочной оптоэлектронной аппаратуры.

## ЗАВИСИМОСТЬ ВЕСА КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ ОТ ПРОСТРАНСТВЕННОГО РАЗРЕШЕНИЯ СЪЕМОЧНОЙ АППАРАТУРЫ



рисунки 3. Схемы проведения съемок

СОА состоит из телеобъектива и электронной системы приема и преобразования изображения – СППИ. (Если в СППИ несколько приемных спектральных каналов – такая аппаратура называется многоспектральной или многозональной съемочной аппаратурой – МСА).

Телеобъектив выполняет задачу формирования в фокальной плоскости оптического изображения с требуемыми геометрическими и спектральными характеристиками, а СППИ преобразует изображение с помощью светочувствительных ПЗС-матриц (ПЗС-линеек) в цифровой массив информации, передаваемый далее в БИС.

Главным элементом СОА, определяющим её габариты и массу, является телеобъектив. Габариты телеобъектива определяются его фокусным расстоянием и диаметром апертуры; чем они больше, тем тяжелее телеобъектив.

Фокусное расстояние телеобъектива рассчитывается из знания высоты полета КА и требуемого масштаба изображения. Масштаб изображения подбирается заранее так, чтобы размер геометрической проекции светочувствительного элемента ПЗС-линейки на Землю был примерно равен геометрическому раз-

решению телеобъектива. Исходя из этого, фокусное расстояние можно записать в виде

$$F \approx H \cdot \frac{\Delta}{d}, \quad (1)$$

где  $H$  – высота полета КА;  $d$  – геометрическое разрешение;  $\Delta$  – линейный размер светочувствительной зоны одного фотоэлемента линейки.

Диаметр входной апертуры телеобъектива находится из условия, что размер дифракционного пятна на фотоприемной матрице примерно равен размеру фотоэлемента. Отсюда получим (Аронов А.М. и др. Оптоэлектронные системы... 2007)

$$D = k \cdot \frac{\lambda \cdot F}{\Delta}, \quad (2)$$

или, используя соотношение (1) имеем

$$D = k \cdot \frac{\lambda \cdot H}{d}, \quad (3)$$

где  $\lambda$  – длина волны излучения.

Из (1) видно, что при съемке с большой высоты и с хорошим разрешением необходимо применять длиннофокусный телеобъектив. Большая длина телеобъектива становится сложной задачей в конструировании КА. Длину телеобъектива согласно (1) можно

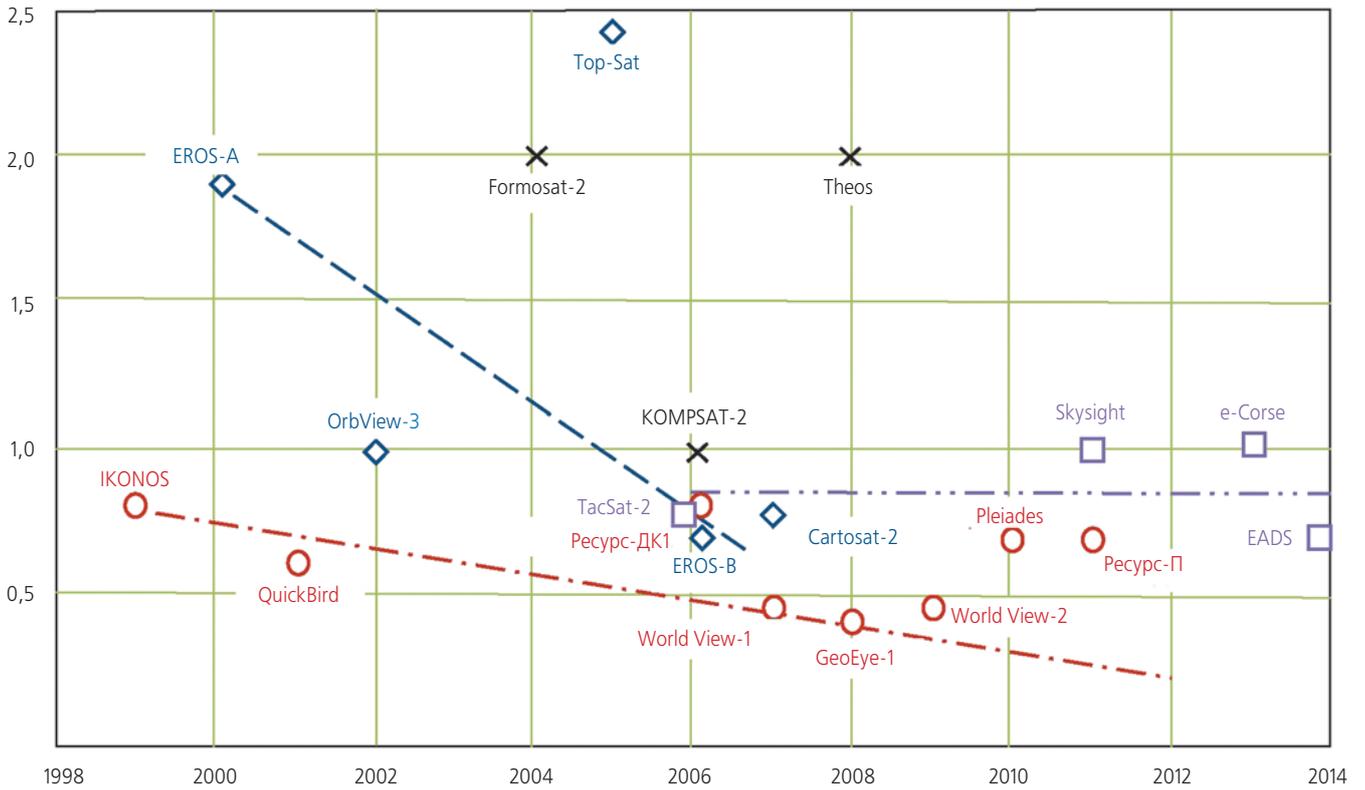


рисунок 4. Тенденции изменения пространственного разрешения КА ДЗЗ высокого разрешения

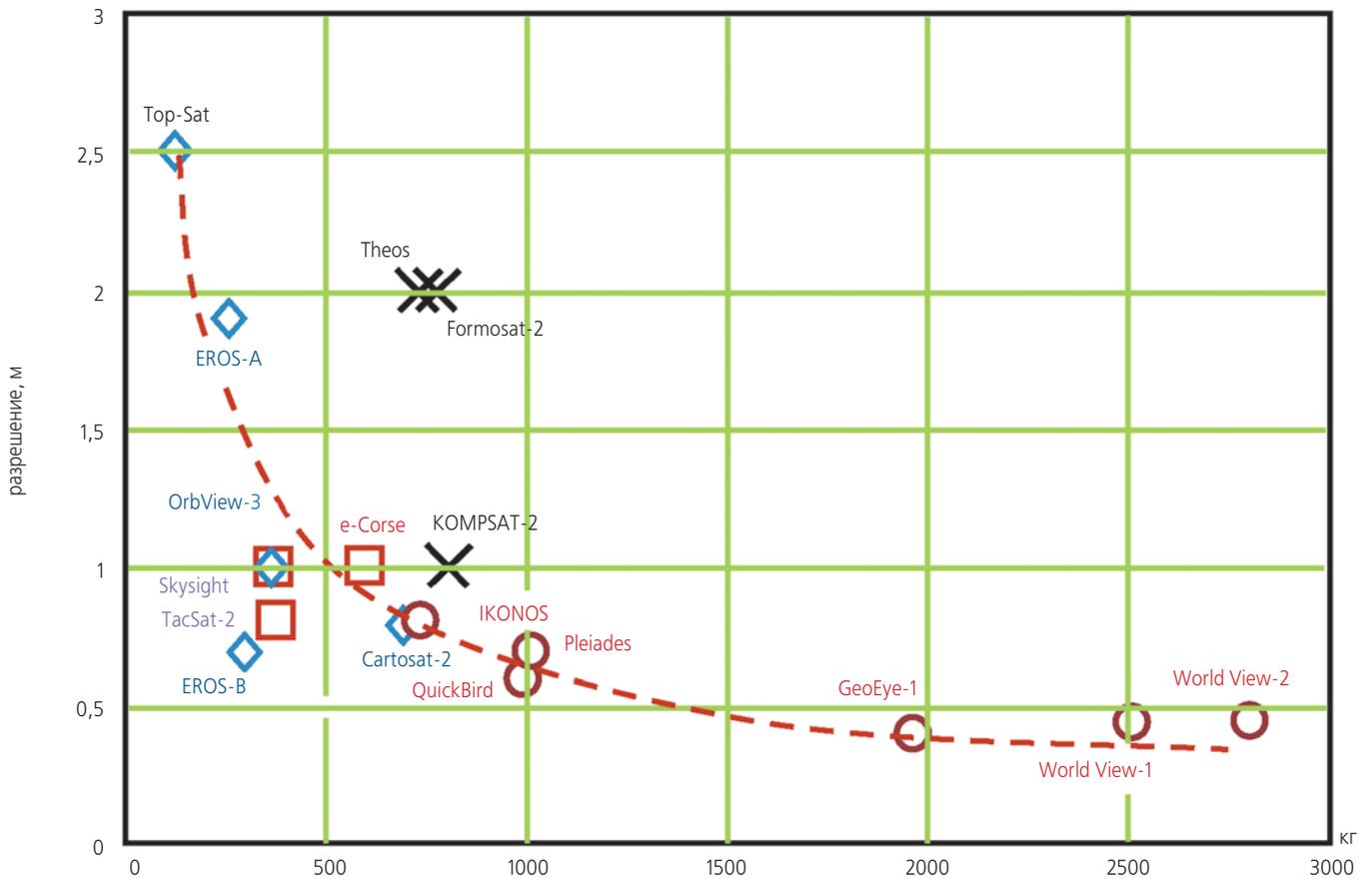


рисунок 5. Диаграмма разрешающей способности и массы КА ДЗЗ высокого разрешения

## ЗАВИСИМОСТЬ ВЕСА КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ ОТ ПРОСТРАНСТВЕННОГО РАЗРЕШЕНИЯ СЪЕМОЧНОЙ АППАРАТУРЫ

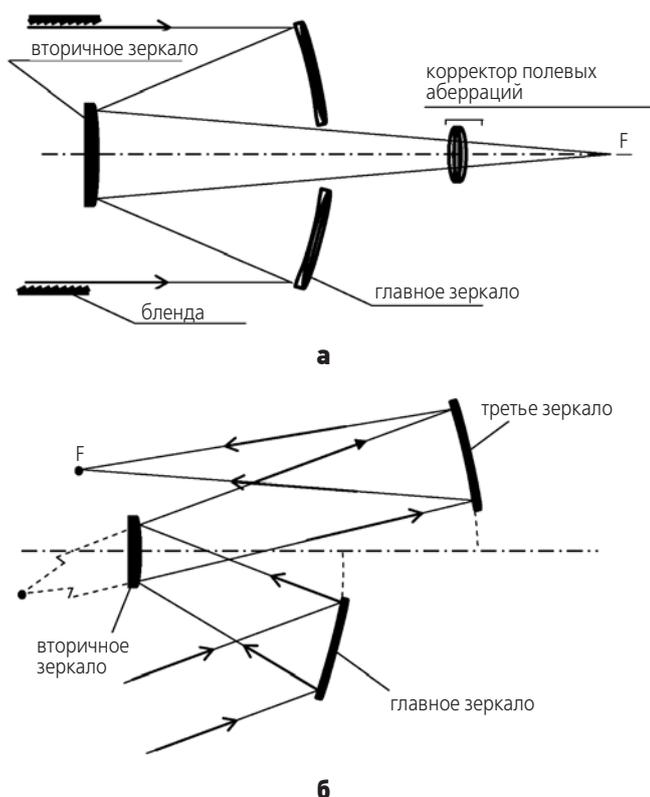
уменьшить, применяя матрицы с малым размером фотоэлемента, который в современных фотоприемниках варьируется в пределах от 2 до 50 мкм.

Диаметр апертуры телескопа согласно (3) определяется высотой полета и величиной требуемого разрешения.

Если подставить в (1) и (3) практически значимые параметры (к примеру, параметры МСА КА «ОБЗОР-О»)  $H=700$  км,  $\Delta=8$  мкм,  $d=7$  м,  $\lambda=1$  мкм, то получим соответствующие значения  $F=0,8$  м и  $D=0,16$  м. Если бы потребовалось разрешение телеобъектива  $d=0,5$  м, то фокусное расстояние и диаметр были бы соответственно равны 11 м и 2 м.

Как показывает практика, при диаметрах апертуры меньше 10 сантиметров применяются линзовые телескопы, а при больших диаметрах – зеркальные. Объясняется это тем, что крупногабаритные линзовые телескопы имели бы большой вес из-за тяжелых стеклянных линз.

Угол поля зрения у зеркального телескопа меньше, чем у линзового, тем не менее, существенная экономия в весе делает его предпочтительным. Кроме этого, в зеркальном телескопе проще реализовать «излом» оптической оси, за счет которого конструктивная длина телескопа может быть уменьшена.



**а** – схема Ричи – Кретьена; **б** – трехзеркальный триплет.  
**рисунок 6.** Оптические схемы космических телескопов для ДЗЗ

На рисунке 6 приведены две распространенные схемы зеркальных телескопов космического применения (Аронов А.М. и др., 2013). Схема Ричи – Кре-

тьена наиболее часто применяется для высокдетального наблюдения в видимом спектральном диапазоне длин волн. Схема трех-зеркальный триплет используется для наблюдения с высоким пространственным разрешением в широком диапазоне длин волн, включая ИК-излучение, и с большим, до  $12^\circ$  углом поля зрения. К недостаткам триплета относят большие габариты и технологическую сложность изготовления внеосевых асферических зеркал, имеющих форму эллипса и гиперболы.

Снижение веса телеобъектива при фиксированном фокусном расстоянии и апертуре достигается за счет использования легких конструктивных материалов, таких, как карбид кремния, углепластик, инвар, титан; в качестве оптических материалов применяют ситал, «zerodur» и современные сорта стекол. Следует отметить, что при конструировании телескопа учитываются жесткие требования к предельно допустимым деформациям, как оптических поверхностей элементов, так и размеростабильной конструкции объектива, вызываемых механическими и термическими нагрузками. Искажения оптических поверхностей не должны превышать десятых долей длины волны излучения  $\sim \lambda/10$ , а жесткость конструкции не должна допускать угловых перемещения оптических элементов на угол, превышающий величину углового разрешения изображения  $\sim d/H$ .

Второй составляющей компонентой СОА является СППИ. В функции СППИ входят: аналого-цифровое преобразование сигналов фоточувствительных элементов ПЗС-матриц, их обработка, сжатие, и, в некоторых случаях – запоминание (Бакланов А.И. и др., 2013).

Для того чтобы оценить, как меняется вес СППИ в зависимости от разрешения, рассмотрим принцип его работы. Ограничимся рассмотрением съемки в сканирующем режиме «pushbroom» при использовании ПЗС-линейки или ВЗН-матрицы. Основное условие проведения съемки в режиме «pushbroom»: за время экспозиции максимальное перемещение линии визирования местности не должно превышать размер проекции фоточувствительного элемента на местность в направлении полета.

Одним из проектных параметров съемочной камеры является ширина полосы захвата Земли  $L$ , которая зависит от величины угла поля зрения камеры  $\varphi$  и определяется соотношением:  $L=\varphi H$ .

Зная величину требуемого геометрического разрешения  $d$  можно определить требуемое число элементов в линейке или, если используется матрица, число столбцов в матрице:  $n=L/d$ .

Длина линейки (ширина матрицы) будет приблизительно равна:  $l=n\Delta$ .

Если применяется ПЗС-линейка, то величина фоточувствительной зоны элемента  $\Delta$  выбирается так, чтобы накопленный в одном элементе сигнал за время  $t=d/V$  ( $V$  – скорость полета КА) превышал шум в 200–300 раз.

Если условия съемки и чувствительность ПЗС-линейки таковы, что не позволяют достичь указанной величины сигнал/шум, то применяют ВЗН-матрицу. Количество строк в ВЗН-матрице  $m$  выбирается из условия получения требуемого отношения сигнал/шум.

Величина сигнала в матрице растет примерно пропорционально количеству строк, а увеличение шума зависит от механизма его происхождения. Тем не менее, отношение сигнал/шум при любых механизмах шумов находится в пределах от  $m^{1/2}$  до  $m$  (*Лекции по радиовещанию и ТВ*, 2013).

Таким образом, если увеличивается пространственное разрешение при фиксированном угле поля зрения, это приводит к использованию ВЗН-матриц с меньшим размером фоточувствительного элемента и увеличенным количеством в ней столбцов и строк. Это отражается на утяжелении СППИ за счет усложнения ее конструкции и появления дополнительных электронных блоков для обработки увеличивающегося потока видеoinформации. Вес СППИ примерно обратно пропорционален квадрату размера фоточувствительного элемента матрицы.

К примеру, вес СППИ «Сангур-ГУ» в КА высокого разрешения «Ресурс-П», имеющего разрешение 0,7 м и полосу захвата 38 км, равен 108 кг. В этой СППИ применяется ВЗН-матрица форматом 1024×128 с размером фоточувствительного элемента 9×9 мкм (*Бакланов А.И. и др.*, 2013). Данный вес СППИ может являться ориентировочной оценкой веса СППИ в других КА ДЗЗ.

Суммарный вес СОА зеркального типа, включающий вес зеркал, конструкцию, оптико-электронный преобразователь, можно в первом приближении аппроксимировать выражением (*Хартов В.В. и др.*, 2011)

$$M_{coa} = kD^2, \quad (4)$$

здесь  $D$  – диаметр главного зеркала оптической системы;  $k$  – коэффициент пропорциональности.

Если подставить (3) в (4), то получим обратно пропорциональную зависимость веса СОА от квадрата пространственного разрешения.

Повышение потока видеoinформации из СППИ приведет к утяжелению бортовой информационной системы. Увеличение веса БИС произойдет за счет утяжеления запоминающего устройства и радиопередатчика, которые, главным образом, и определяют вес БИС. Увеличение их веса примерно пропорционально их производительности, т.е. потоку передаваемой информации, который обратно пропорционален квадрату размера чувствительного элемента матрицы.

К примеру, вес БИС, разработанный европейской фирмой ASTRIUM для КА «Обзор-О» с параметрами: поток информации 600 МБ, емкость запоминающего устройства 2,5 ТБ, равен 40 кг.

Далее рассмотрим изменение веса системы управления КА, а именно системы стабилизации и астроориентации КА. Увеличение числа строк в ВЗН-матрице повышает требование к угловой стабилизации КА при съемке. Для оценки ее величины предположим, что КА совершает вращение с угловой скоростью  $\omega$  вокруг оси, совпадающей с направлением скорости полета  $V$ . Тогда скорость бега изображения в фокальной плоскости будет иметь две компоненты: одна направлена вдоль столбца матрицы и равна  $V \cdot F/H$ , другая – вдоль строки и равна  $\omega F$ .

Качество изображения ухудшится при вращении незначительно, если за время пробега изображения по столбцу оно сместится в соседний столбец на величину, не превышающую порядка десяти процентов от размера пикселя. Отсюда получим ограничение на угловую скорость вращения КА в процессе съемки:

$$\omega \leq \frac{0,1 \cdot \Delta \cdot V}{m \cdot F \cdot d}. \quad (5)$$

Подставляя в (5) значения параметров для камеры МСА и  $m=128$ , получим  $\omega \leq 10^{-5}$  рад/с ( $\approx 2$  угл. сек/с).

Вес современной системы управления КА, обеспечивающей астроориентацию, навигацию и угловую стабилизацию, равен 100–130 кг.

Вес системы угловой стабилизации КА существенно не изменится с повышением уровня стабилизации КА, так как стабилизация осуществляется с помощью тех же самых гироскопов, управляемых в данном случае более частыми, но менее слабыми моментами силы.

Система астроориентации также мало изменится в весе. Существующие звездные датчики имеют вес в пределах 5 кг и обеспечивают точность определения углового положения КА порядка одной угловой секунды, достаточной, чтобы осуществить геодезическую привязку с точностью в несколько метров.

Поэтому все изменения в системе управления КА, вызываемые повышением пространственного разрешения, коснутся главным образом усложнения ее программного обеспечения, а не увеличения веса.

Увеличение веса системы электроснабжения КА произойдет из-за повышения мощности СЭС за счет роста электропотребления аппаратурой СОА и БИС. Электропотребление СОА и БИС примерно прямо пропорционально производительности обрабатываемой ими информации. А так как вес СЭС примерно прямо пропорциональна ее мощности, то получим обратно пропорциональную зависимость массы СЭС от квадрата пространственного разрешения съемочной аппаратуры. Коэффициент пропорциональности между мощностью и весом современных СЭС примерно равен 12–15 Вт/кг.

Таким образом, увеличение веса КА ДЗЗ происходит в основном за счет утяжеления аппаратуры СОА, БИС и СЭС, причем это утяжеление можно описать

## ЗАВИСИМОСТЬ ВЕСА КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ ОТ ПРОСТРАНСТВЕННОГО РАЗРЕШЕНИЯ СЪЕМОЧНОЙ АППАРАТУРЫ

обратно пропорциональной зависимостью от квадрата пространственного разрешения.

Исходя из вышеизложенного, выведем аналитическую зависимость оценочного веса проектируемого КА ДЗЗ от пространственного разрешения съемочной аппаратуры.

Для этого суммарный вес КА представим в виде двух слагаемых:

$$M_{\text{ка}} = M_c + M_{\text{ф}}(d), \quad (6)$$

где  $M_c$  – вес систем КА, не зависящих от пространственного разрешения;  $M_{\text{ф}}(d)$  – суммарный вес систем СОА, БИС, СЭС, зависящих от пространственного разрешения.

Так как СОА, БИС и СЭС имеют одинаковую обратно пропорциональную зависимость веса от квадрата пространственного разрешения, перепишем выражение (6) в виде

$$M_{\text{ка}} = M_c + \frac{M_0}{d^2}, \quad (7)$$

здесь  $M_c$  – константа.

Неизвестные константы найдем путем аппроксимации данных диаграммы (см. рисунок 5) уравнением (7), используя метод наименьших квадратов. Здесь операция усреднения производится по различным КА ДЗЗ, различающимся как техническими характеристиками, такими, как полоса захвата, количество спектральных каналов, производительность БИС, так и конструктивным исполнением (Лавров В.В., 2014). Тем не менее, такое усреднение позволяет выявить количественную зависимость среднего веса современных КА ДЗЗ от пространственного разрешения съемочной аппаратуры.

В результате получается следующее выражение для среднего веса КА ДЗЗ высокого разрешения:

$$M_{\text{ка}} = 170 + \frac{300}{d^2}. \quad (8)$$

На рисунке 5 эта зависимость изображена пунктирной линией.

### ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Космические аппараты дистанционного зондирования Земли с высоким пространственным разрешением отличаются большим весом и габаритами. Вес проектируемого КА ДЗЗ в первом приближении можно оценить с помощью выражения (8).

Утяжеление КА ДЗЗ происходит главным образом за счет съемочной аппаратуры, системы электроснабжения и бортовой информационной системы, вес которых, в отличие от других систем КА, существенным образом зависит от величины пространственного разрешения. Анализ немногочисленных данных, имеющих у авторов, показывает, что соотношение весов СОА, СЭС и БИС можно оценить как 3:1,5:1. Основ-

ной вклад в вес КА дает съемочная аппаратура, ее вес и габариты возрастают настолько, что она начинает определять облик всего космического аппарата.

### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

Аронов А.М., Данилов В.А., Никифоров В.О., Савицкий А.М. и др. Оптоэлектронные системы для дистанционного зондирования Земли. Санкт-Петербург, 23 янв. 2007 г. 26 с. URL: [http://www.lomo-tech.ru/photos/lomo\\_kosm\\_otkr.pdf](http://www.lomo-tech.ru/photos/lomo_kosm_otkr.pdf) (дата обращения: 10.06.2013).

Бакланов А.И. К вопросу о пространственном разрешении и точности привязки изображений космических систем наблюдения высокого разрешения // Геоматика. 2010. № 3. С. 25-30.

Бакланов А.И., Жевако В.В., Кузьмичев А.М. и др. Эволюция систем приема и преобразования информации от «Сангур-1» до «Сангур-1У». Системы наблюдения, мониторинга и дистанционного зондирования Земли // Материалы X юбилейной научно-технической конференции. М., 2013. 24 с.

Ефанов В.В., Семункина В.И., Шостак С.В. Особенности баллистического проектирования КС ДЗЗ оптико-электронного наблюдения типа «Аркон-1» // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2009. № 1. С. 46-52.

Лавров В.В. Космические съемочные системы сверхвысокого разрешения. URL: [http://www.innoter.com/articles/imaging\\_systems/](http://www.innoter.com/articles/imaging_systems/) (дата обращения: 05.02.2014).

Лекции по радиовещанию и ТВ. Основы радиовещания и ТВ // Лекции 3\_4\_5. URL: <http://www.mielt.ru/dir/cat0/subj0/file386/view2531/page2.html> (дата обращения: 20.12.2013).

Севастьянов Н.Н., Бранец В.Н., Панченко В.А., Казинский Н.В. и др. Задачи управления ориентацией малого космического аппарата дистанционного зондирования Земли. URL: <http://www.gascom.ru/upload/iblock/381/3810e> (дата обращения: 20.05.2013).

Севастьянов Н.Н., Бранец В.Н., Панченко В.А., Казинский Н.В. и др. Анализ современных возможностей создания малых космических аппаратов для дистанционного зондирования Земли // Труды МФТИ. 2009. Т. 1, № 3. 14 с.

Хартов В.В., Ефанов В.В., Занин К.А. Основы проектирования орбитальных оптико-электронных комплексов: учебн. пособие. М.: Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2011. 68 с.

Darnopykh V.V., Efanov V.V., Zanin K.A., Malyshev V.V. Syntesis of Information Channel in Planing Goal Functioning of Space Remote Sensing Systems According to Quality Criteria // Journal of Computer and Systems Sciences International. 2010. V. 49, № 4. P. 607-614.

Статья поступила в редакцию 18.12.2014 г.

## БОРТОВОЙ МОДУЛЬ ДЛЯ УЛАВЛИВАНИЯ ЧАСТИЦ ВНЕЗЕМНОГО ПРОИСХОЖДЕНИЯ И ДОСТАВКИ ИХ НА ЗЕМЛЮ



**Н.Н. Иванов<sup>1</sup>,**  
кандидат физико-  
математических наук,  
ivanov\_n\_n@laspace.ru;  
N.N. Ivanov

*В статье представлено описание нового бортового модуля для улавливания и измерения параметров частиц внеземного происхождения с последующей доставкой их на Землю, а также для регистрации ионизирующего излучения в Космосе.*

*В модуле сконструировано несколько первичных преобразователей и датчиков, работающих на различных физических принципах. В качестве материалов используются SiO<sub>2</sub>-аэрогель, пьезоактивная пленка PVDF, монокристаллы CVD на легированных алмазных подложках.*

*Представлены новые данные по теплопроводности SiO<sub>2</sub>-аэрогеля в вакууме, аргоне, воздухе.*

*Приведены теплофизические данные для некоторых зарубежных материалов.*

*Ключевые слова:*

*возвращаемый на Землю бортовой модуль;*

*SiO<sub>2</sub>-аэрогель;*

*пьезоактивная пленка PVDF;*

*монокристаллы CVD*

*на легированных алмазных подложках;*

*теплофизика материалов.*

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

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

## ON-BOARD MODULE FOR EXTRATERRESTRIAL PARTICLES CAPTURE AND ITS RETURN TO THE EARTH



**А.Н. Иванов<sup>2</sup>,**  
кандидат физико-  
математических наук,  
ANI24@yandex.ru;  
A.N. Ivanov

*The article presents overview of the new on-board module for capturing and measuring of the extraterrestrial particles parameters with its subsequent return to the Earth, as well as recording of ionizing emission in space environment. The module comprises some transducers and sensors operating using different physical principles. The SiO<sub>2</sub>-aerogel, PVDF piezoactive film, CVD doped diamond-substrated monocrystals are used as materials. New data are presented on SiO<sub>2</sub>-aerogel thermal conductivity in vacuum, argon, air. Some thermal physical data on foreign materials are summarized.*

*Key words:*

*return on-board module;*

*SiO<sub>2</sub>-aerogel;*

*PVDF piezoactive film;*

*CVD doped diamond-substrated monocrystals;*

*thermal physics of materials.*

<sup>2</sup> Агентство «Дэнекс», Россия, г. Москва, «Denex», Russia, Moscow.

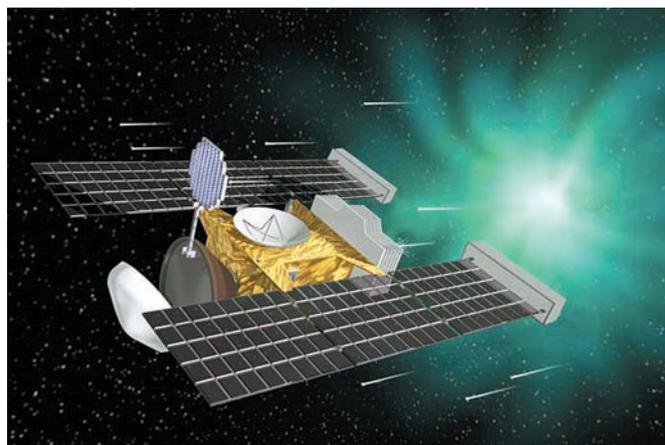
**ВВЕДЕНИЕ**

Настоящая работа, выполненная в НПО им. С.А. Ла-вочкина, посвящена новому бортовому модулю, предназначенному для улавливания и измерения параметров частиц внеземного происхождения с последующей доставкой их на Землю, а также для регистрации ионизирующего излучения, воздействующего на космический аппарат (*Иванов Н.Н., Иванов А.Н., 2012*). В будущем данный модуль может быть скомпонован в возвращаемом на Землю отсеке с герметичной крышкой на космических аппаратах «СПЕКТР-УФ», «СПЕКТР-М», «ГАММА-400», на иных перспективных межпланетных возвращаемых аппаратах (*Полищук Г.М. и др., 2009; Polishchuk G.M. et al., 2011*).

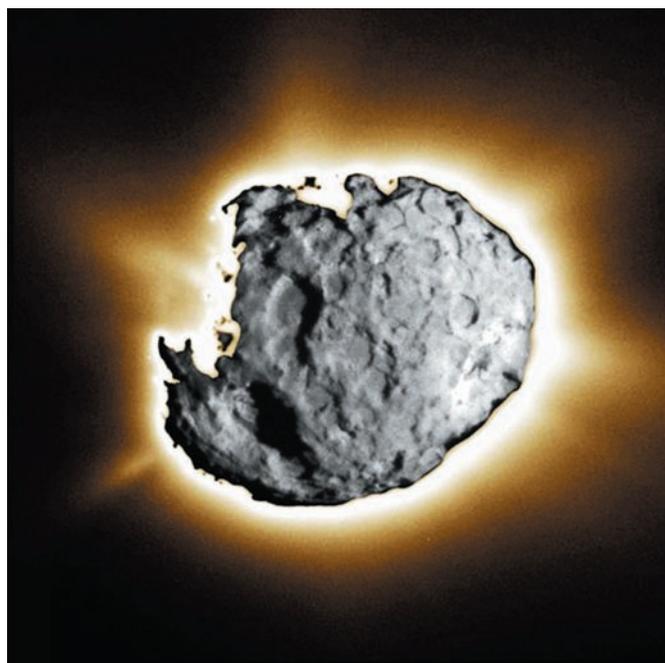
Резонно спросить: следует ли изучать космические пылевые частицы, для чего нужна космическая микрометеороидная осведомленность? На эти вопросы можно ответить по-разному. Например, так: полученные данные о космических пылевых частицах, содержащих информацию о космических объектах и процессах в Космосе, вблизи планет Солнечной и планет несолнечной систем помогут ответить на фундаментальные вопросы астрофизики, продвинуть решение проблемы защиты от астероидной опасности, могут быть использованы при создании будущих космических аппаратов, например для полетов людей на Марс.

Согласно одной из гипотез космические пылевые частицы представляют собой частицы протопланетного облака, в то время как сторонники противоположной точки зрения считают, что мелкодисперсное вещество не может долго существовать. Согласно еще одной теории космические пылевые частицы – это результат разрушения комет и астероидов (*Grun E. et al., 2001*).

Известны эксперименты, проведенные специалистами НАСА на АМС «STARDUST» (07.02.1999–15.01.2006) по улавливанию частиц в хвосте древней кометы Вильда-2 с помощью аэрогельной ловушки (*Карпенко С., 1999*). Продолжили исследования частиц внеземного происхождения сотрудники японского агентства аэрокосмических исследований (JAXA), которым удалось произвести отбор пробы частиц с астероида Итокава (Itokawa) с помощью ловушки зонда «HAYABUSA» (09.05.2003–13.06.2010) и доставить эту пробу на Землю. Общий вид АМС «STARDUST», ядра кометы Вильда-2 и астероида Итокава показаны на рисунке 1. Недавно, 12 ноября 2014 года, на комету Чурюмова – Герасименко совершил посадку модуль «ФИЛА» с космического зонда «РОЗЕТТА» для взятия пробы на этой комете. Запуск аппарата «РОЗЕТТА» осуществлен Европейским космическим агентством (ЕКА).



**а**



**б**



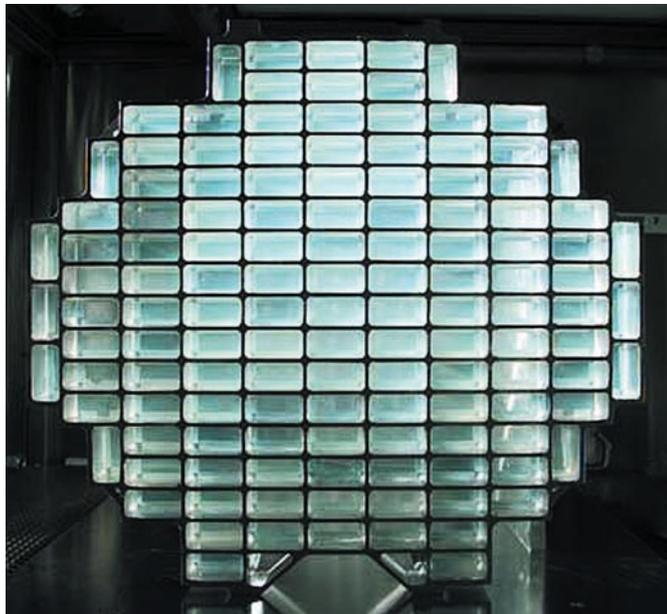
**в**

**а** – масса АМС «STARDUST» с топливом 380 кг, длина – 1,7 м;  
**б** – ядро периодической древней кометы Вильда-2;  
**в** – общий вид астероида Итокава. Астероид похож на картофелину и представляет собой вытянутое тело длиной ~600 м и диаметром ~200 м.

**рисунк 1.** Общий вид американской АМС «STARDUST», ядра кометы Вильда-2 и астероида Итокава.

(Иллюстрации NASA, США и JAXA, Япония)

Орбита кометы Вильда-2, образовавшейся в поясе Койпера, пролегает между орбитами Марса и Юпитера. Орбита астероида Итокава пересекает орбиты Земли и Марса. Общий вид панельной ловушки, смонтированной на АМС «STARDUST», представлен на рисунке 2.



**рисунок 2.** Общий вид панельной ловушки с аэрогельными ячейками; улавливание в Космосе частиц в аэрогель производилось с двух сторон ловушки. Диаметр ловушки 40 см, толщина 1,3 см.

(Фото NASA, США)

## 1. Задачи, решаемые при помощи бортового модуля

Вначале небольшое, но важное отступление. Из архивных данных одному из авторов стало известно, что аэрогель в середине 50-х XX века рассматривался и был предложен в качестве тепловой защиты для двух отсеков ракеты дальнего действия системы «Буря». В заключении по отчету, подписанному С.А. Лавочкиным и М.В. Келдышем, было сказано: «Должен быть организован промышленный выпуск следующих неметаллических материалов, работоспособных при высоких температурах, действующих на ракету в полете: а) ..., б) ..., в) ...» «теплоизоляционного материала – аэрогеля для тепловой защиты отсеков ракеты». К сожалению, поручение и пожелание двух выдающихся умов XX столетия – русского инженера и русского ученого не были выполнены. Примерно в те же годы аэрогель упоминается и в переводной технической литературе, например (Шнейдер П., 1960).

По мнению авторов, с помощью данного бортового модуля, возможно, уловить и доставить внезем-

ные частицы на Землю. Используя времяпролетный способ, уникальные свойства пленки PVDF и SiO<sub>2</sub>-аэрогеля, можно определить и/или оценить параметры частиц внеземного происхождения: счетное число частиц, столкнувшихся с поверхностью детектора; плотность потока частиц на единицу поверхности в единицу времени; количество движения соударяющихся частиц; среднюю скорость частицы (по времяпролетному способу); массу и объем (оценка) частицы (плотность для рыхлокаменных, каменных, железокатенных и железных метеороидов известна из ранее опубликованных работ), а также оценить с привлечением методов конечной баллистики коэффициент лобового сопротивления при прохождении частицей многослойной преграды.

Сравнение параметров процессов внедрения в преграду частиц, получивших и не получивших дозу ионизирующего излучения, позволяет получить ответ на интересный научный вопрос: как влияет (или не влияет) ионизирующее излучение на процесс внедрения частиц в преграду. Процесс внедрения, как известно, определяется не только параметрами частицы (скоростью, массой, химическим составом вещества), но и свойствами материала мишени. В качестве примера на рисунке 3 показаны результаты внедрения частиц в аэрогель в Космосе и в наземных экспериментах.

В конструкции бортового модуля, представленного в настоящей работе, использованы современные материалы – пьезоактивная пленка PVDF (поливинилиденфторид), легковесный теплозащитный высокотемпературный SiO<sub>2</sub>-аэрогель, а также новая отечественная разработка – чувствительные элементы из монокристаллов CVD на легированных алмазных подложках. Эти элементы разработаны в г. Троицке, Московская обл. Аббревиатура CVD означает «Chemical Vapor Deposition» и переводится как «химическое осаждение из газовой фазы». В настоящее время данная технология – осаждение поликристаллических пленок алмаза (полиалмаза) из газовой фазы – быстро развивается (Ральченко В.Г., Конов В.И., 2007).

## 2. Конструкция бортового модуля

Конструкция бортового модуля представлена на рисунке 4, где показано: общий вид бортового модуля в разрезе (а) и общий вид бортового модуля в разрезе по АА (б).

**БОРТОВОЙ МОДУЛЬ ДЛЯ УЛАВЛИВАНИЯ ЧАСТИЦ ВНЕЗЕМНОГО ПРОИСХОЖДЕНИЯ И ДОСТАВКИ ИХ НА ЗЕМЛЮ**



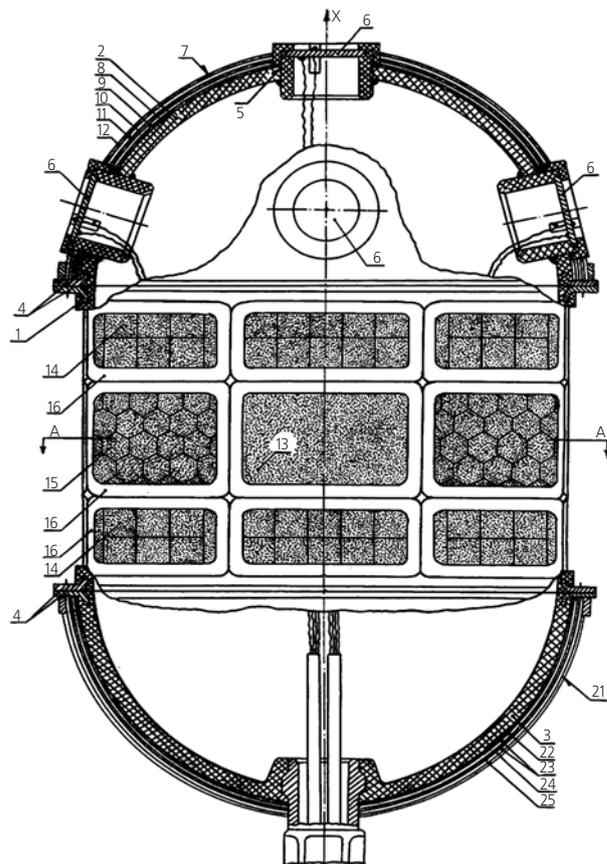
**а**



**б**

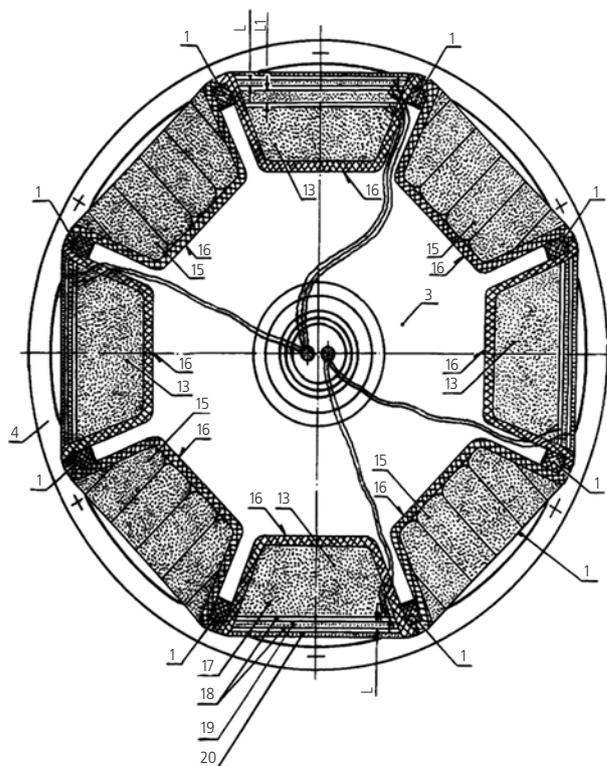
**а** – космическая частица и ее трек длиной ~1 мм в аэрогеле. Внедрение частицы в аэрогель экспонировалось на околоземной орбите во время полета КК «Shuttle»; **б** – конечная баллистика внедрения частиц в аэрогель с начальными скоростями  $W_s=6-7$  км/с.

**рисунок 3.** Эксперименты американских специалистов по улавливаю высокоскоростных микрочастиц в аэрогель. (Фото NASA, США)



**а**

по АА



**б**

**а** – общий вид бортового модуля в разрезе; **б** – общий вид бортового модуля в разрезе по АА.

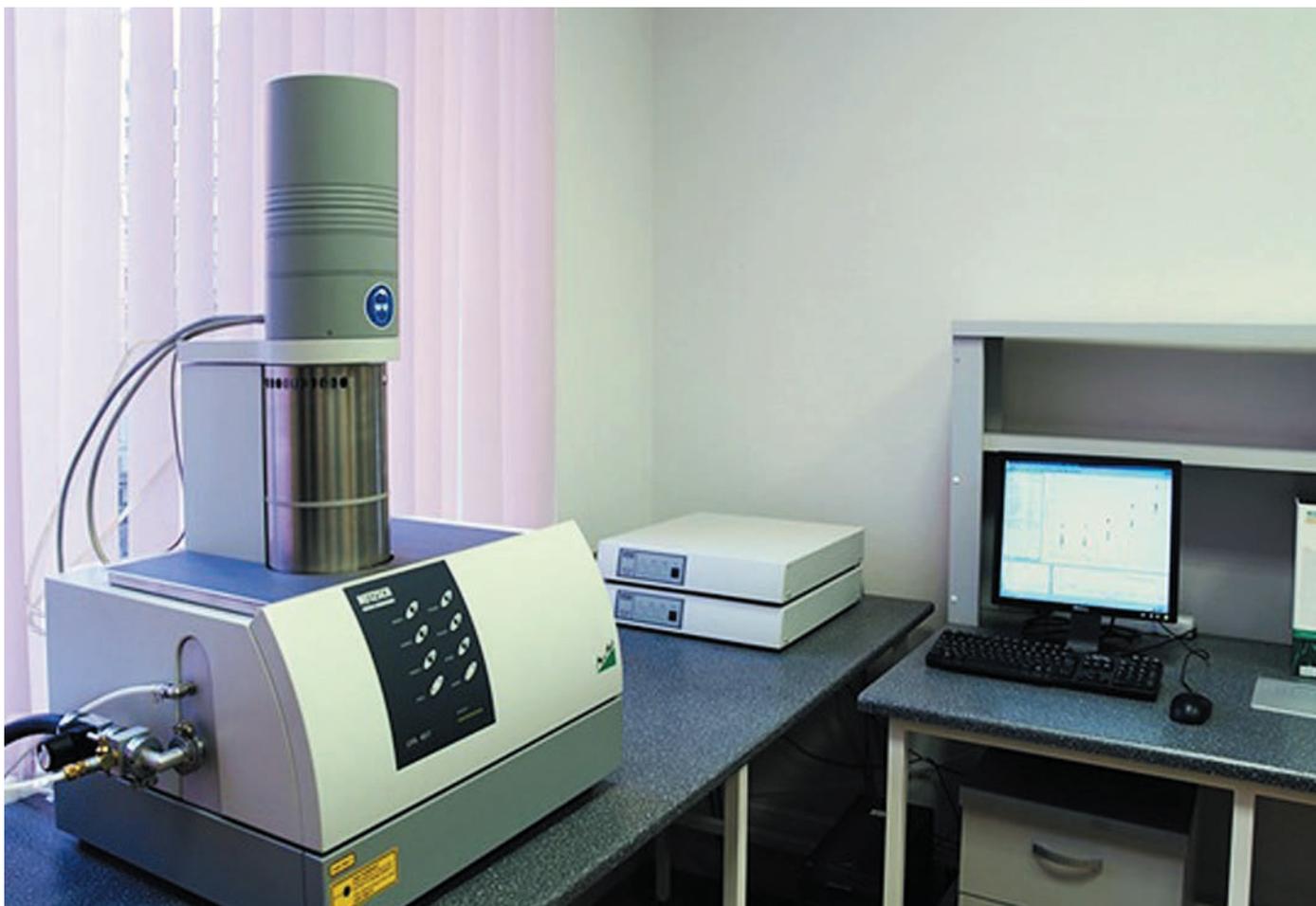
**рисунок 4.** Конструкция бортового модуля

В данном модуле использована блочно-модульная компоновка нескольких приборов различного назначения, которые могут быть подключены при необходимости к иным научным приборам и/или оборудованию КА. Для противодействия в Космосе негативным факторам, например УФ-излучению, воздействующему на бортовой модуль и КА, в качестве материала для корпуса 1 и полусферических днищ 2, 3 используется базальтопластик или нанокпозиционный материал, покрытые с внешней стороны тонким слоем гелекоута (англ. gelcoat) – защитным гелеобразным составом на основе полиэфирных смол. Напомним, что не видимому глазом электромагнитному УФ-излучению принадлежит спектр в диапазоне длин волн  $\lambda=(10-400) \text{ нм}=(10-400) \cdot 10^{-9} \text{ м}$  (5 частотных октав). Естественные источники УФ-излучения – Солнце, звезды, туманности и другие космические объекты.

Силовой конструкцией блочно-разборного бортового модуля являются тонкостенный сетчато-цилиндрический корпус 1 и силовые полусферические днища 2 и 3. Они содержат закладные L-образной формы фланцы 4, с помощью которых корпус 1 и днища 2 и 3 крепятся друг с другом. В гнезде 5 на полюсе верхнего днища 2 установлен чувствительный элемент 6 датчика ионизирующего излучения. В качестве чувствительных элементов 6 – первичных преобразователей датчиков ионизирующего излучения – используются элементы из монокристаллов, полученных CVD-методом на легированных алмазных подложках. Помимо установленного на полюсе верхнего днища 2 чувствительного элемента 6, у основания этого днища смонтированы еще четыре чувствительных элемента 6 датчиков ионизирующего излучения. Для каждого чувствительного элемента 6 в бортовом модуле предусмотрена дублирующая пара токопроводящих электродов. На днище 2 смонтирован также полусферический времяпролетный PVDF-аэрогельный детектор 7, архитектура которого включает в себя следующие компоненты: прилегающую к полусферическому днищу 2 внутреннюю аэрогельную обкладку 8, эластичную поляризованную PVDF (поливинилиденфторидную) обкладку – пленку 9, выполняющую роль мерной базы аэрогельную прокладку 10, еще одну PVDF-пленку 11, внешний, теплозащитный аэрогельный экран 12. По периметру корпуса 1 бортового модуля смонтированы плоские времяпролетные PVDF-аэрогельные детекторы 13 в количестве четырех штук, а также квадратные 14 и сотовые 15 аэрогельные ловушки. Каждый из PVDF-аэрогельных детекторов 13, а также квадратные 14 и сотовые 15 аэрогельные ловушки установлены в съемные прозрачные кварцевые кюветы 16. Эти кварцевые кюветы 16, показанные на рисунке 4а и 4б, выполнены

в виде открытых емкостей-корытцев и закреплены в соответствующих ячейках сетчато-цилиндрического корпуса 1 бортового модуля. Следует сказать, что в квадратных и сотовых аэрогельных ловушках можно использовать аэрогель как постоянной, так и переменной плотности. В качестве материала для прозрачных кювет с целью противодействия в Космосе УФ-излучению можно использовать кварцевое стекло или светопрозрачный стеклопластик. Все PVDF-аэрогельные детекторы 13 подобны друг другу и размещены диаметрально противоположно в соответствующих ячейках корпуса 1 бортового модуля. Эти PVDF-аэрогельные детекторы 13 (рисунок 4б) содержат следующие элементы: внутреннюю аэрогельную подушку-демпфер 17, тонкие эластичные поляризованные обкладки-пленки PVDF 18, выполняющие роль «реперных плоскостей» во времяпролетном способе; калиброванные аэрогельные прокладки 19 постоянной плотности, выполняющие роль мерной базы во времяпролетном способе; внешний теплоизоляционный аэрогельный экран 20. Все эластичные поляризованные обкладки-пленки PVDF 18 с помощью токопроводящих электродов выведены в каналные стволы бортового модуля. Отметим, что число  $n$  и толщина мерных баз  $L$  в плоских времяпролетных PVDF-аэрогельных детекторах может быть и  $n>1$  (мерные базы  $L$  и  $L_1$  на рисунке 4б). Следует заметить, что в конечной баллистике процесс взаимодействия ударно-кинетической частицы с поверхностью любого тела зависит как от параметров частицы: ее массы, скорости, геометрии внешней поверхности, химического состава вещества, так и от свойств и характеристик преграды. Поэтому при создании датчиков и приборов следует стремиться к тому, чтобы их работа основывалась на двух-трех различных физических явлениях. В таких случаях по экспериментальным данным возможно независимое и репрезентативное определение массы и скорости частицы. По этой причине на бортовом модуле в дополнение к вышеупомянутым PVDF-аэрогельным детекторам и аэрогельным ловушкам частиц, чувствительным элементам датчиков ионизирующего излучения предусмотрен датчик конденсаторного типа для регистрации ударно-кинетических столкновений с метеороидно-техногенными телами, межпланетной и межзвездной пылью. Полусферический, без полюсного шарового сегмента датчик конденсаторного типа 21 смонтирован на нижнем полусферическом днище 3 бортового модуля. Архитектура датчика конденсаторного типа 21 выполнена по многослойной тонкопленочной схеме и включает в себя: аэрогельную обкладку 22; две электропроводящие обкладки 23; диэлектрическую, например вафельного типа, прокладку 24 между ними; элект-

## БОРТОВОЙ МОДУЛЬ ДЛЯ УЛАВЛИВАНИЯ ЧАСТИЦ ВНЕЗЕМНОГО ПРОИСХОЖДЕНИЯ И ДОСТАВКИ ИХ НА ЗЕМЛЮ



**рисунок 5.** Прибор LFA 457 MicroFlash, использованный для измерения теплофизических характеристик SiO<sub>2</sub>-аэрогеля

троизоляционный теплозащитный экран 25, расположенный перед электропроводящей обкладкой 23 со стороны воздействия ударно-кинетических частиц. Использование диэлектрической вафельного типа прокладки 24 исключает короткое замыкание электропроводящих обкладок 23 датчика конденсаторного типа 21 застрявшим между ними железным или железокламенным микрометеороидом (*Кринов Е.Л.*, 1981) либо техногенным металлическим мусором земного происхождения. На закладном полом переходнике бортового модуля можно смонтировать при необходимости гибкую солнечную батарею.

Использованные технические решения во время-пролетных PVDF-аэрогельных детекторах 13, квадратных 14 и сотовых 15 аэрогельных ловушках, конденсаторном датчике 21 позволяют в Космосе репрезентативно и грамотно производить измерения, улавливать микрометеороиды и мелкодисперсные техногенные тела, межпланетную и межзвездную пыль с одновременной регистрацией радиационного излучения. Предусмотренный изначально быстрый демонтаж бортового модуля при возвращении его на Землю позволяет профильным специалистам оперативно и с минимальными усилиями демонтировать все PVDF-аэрогельные детекторы, аэрогель-

ные ловушки и конденсаторный датчик из бортового модуля. По окончании демонтажа и земного карантина исследователи могут выявить и исследовать уловленные капсулированные частицы, а затем передать полученные в Космосе бесценные результаты для дальнейшего использования в практических разработках.

Следует отметить, что данный бортовой модуль должен проходить тщательные экспериментальные испытания на Земле. В программу отработки необходимо включить и опыты на вакуумном стенде на предмет воздействия высокоскоростных имитаторов метеороидных частиц на преграду. Работа бортового модуля во время полета КА на заданной орбите может осуществляться по различным сценариям, при этом все детекторы, датчики и ловушки бортового модуля функционируют одновременно и параллельно, дополняя и дублируя друг друга. Регистрируемая аппаратурой бортового модуля информация с заданным интервалом осреднения в очередных сеансах по телеметрии передается на Землю, а сам бортовой модуль с уловленными частицами по окончании экспедиции спускается в закрытом отсеке на парашюте и/или надувном устройстве в назначенный район.

### 3. Экспериментальные исследования теплопроводности SiO<sub>2</sub>-аэрогеля методом лазерной вспышки с помощью прибора LFA 457 MicroFlash

В продолжение исследований (Иванов Н.Н., Иванов А.Н., 2013; Ivanov N.N., Ivanov A.N., 2014) в настоящей работе были выполнены эксперименты по определению теплопроводности SiO<sub>2</sub>-аэрогеля методом лазерной вспышки на приборе LFA 457 MicroFlash (далее LFA 457). Данный прибор (рисунок 5) разработан для измерения температуро- и теплопроводности твердых, жидких и порошкообразных материалов методом лазерной вспышки, точность измерения  $\pm 5\%$ .

Прибор LFA 457 позволяет измерять теплофизику различных материалов в интервале температур  $T=(-150\dots+1100)^\circ\text{C}$ . Энергия импульса, генерируемого смонтированным в приборе импульсным лазером, равна  $E=18$  Дж, максимальное давление вакуума в гермопечке  $p_{\text{в}}=10^{-2}$  мбар  $=7,5 \cdot 10^{-3}$  мм рт. ст.

Измерение теплофизических характеристик образцов аэрогеля методом лазерной вспышки – трудоёмкий способ измерения вследствие нестабильности графитовых покрытий, наносимых на поверхность аэрогеля. На начальном этапе экспериментов образцы SiO<sub>2</sub>-аэрогеля были изготовлены в виде кубика с ребром 1 см (рисунок 6а). Для увеличения поглощения лазерной вспышки передней (фронтальной) поверхностью образца и увеличения излучения (коэффициента степени черноты) – кормовой поверхностью образца на эти поверхности напыляли тонкий слой графита. В экспериментах с аэрогелевыми образцами можно использовать и золотое напыление, однако золотое напыление на поверхности аэрогеля, как и графитовое, является нестабильным. Измерение коэффициента степени черноты кормовой (обратной) стороны образца проводилось с помощью инфракрасного детектора. По завершении начальной стадии работ зачетные эксперименты были выполнены на образцах аэрогеля размером  $10 \times 10 \times 2,75$  мм с увеличенным графитовым покрытием.

В экспериментах температура окружающей среды была равна  $T=25^\circ\text{C}=298$  К; плотность исследуемого SiO<sub>2</sub>-аэрогеля  $\rho(T)=137$  кг/м<sup>3</sup>, изобарная удельная теплоемкость  $C_p(T)=0,73 \cdot 10^3$  Дж/(кг·К) (<http://www.istok59.ru/65-futerovka-i-oblicovka-pechej.htm>).

Коэффициент температуропроводности  $a=a(T)$  различных материалов может быть измерен непосредственно. Для SiO<sub>2</sub>-аэрогеля этот коэффициент измерялся прибором LFA 457 и подставлялся в формулу для расчета теплопроводности:

$$\lambda(T)=\rho(T) \cdot C_p(T) \cdot a(T),$$

где  $\lambda(T)$  – теплопроводность в зависимости от температуры;  $C_p(T)$  – изобарная удельная теплоемкость в зависимости от температуры;  $\rho(T)$  – плотность в зависимости от температуры.



а



б

**а** – общий вид изготовленных в Институте катализа СО РАН кубических образцов SiO<sub>2</sub>-аэрогеля с ребром в 1 см, подготовленных для начального этапа измерений; **б** – общий вид гибких аэрогелевых материалов Cryogel Z и Pyrogel XT, толщина материалов  $\delta=5$  и 10 мм.

**рисунок 6.** Общий вид образцов отечественного SiO<sub>2</sub>-аэрогеля и гибких аэрогелевых материалов Cryogel Z и Pyrogel XT

Результаты экспериментов и расчетные данные сведены в таблицу 1 и представлены на рисунке 7 (точки в левом нижнем углу рисунка). Следует сказать, что каждый из представленных в таблице 1 и на рисунке 7 результатов – это осреднение трех отдельных опытов, проведенных в воздушной атмосфере, аргоне и вакууме.

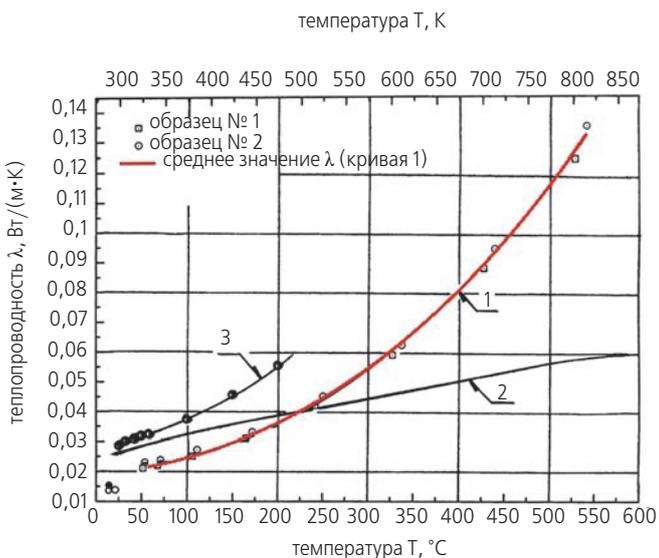
Из таблицы 1 и рисунка 7 можно видеть, что теплопроводность SiO<sub>2</sub>-аэрогеля, плотность которого  $\rho=0,137$  г/см<sup>3</sup>, при температуре  $T=25^\circ\text{C}$  в воздушной среде, в аргоне и вакууме очень низкая, значительно ниже теплопроводности воздуха  $\lambda=0,025$  Вт/(м·К) при той же температуре  $T=25^\circ\text{C}$  (Чиркин В.С., 1968). Из таблицы 1 также четко видно влияние газовой среды и вакуума на теплопроводность SiO<sub>2</sub>-аэрогеля. Интересно отметить, что теплопроводность SiO<sub>2</sub>-аэрогеля в вакууме на  $\sim 30\%$  меньше теплопроводности

## БОРТОВОЙ МОДУЛЬ ДЛЯ УЛАВЛИВАНИЯ ЧАСТИЦ ВНЕЗЕМНОГО ПРОИСХОЖДЕНИЯ И ДОСТАВКИ ИХ НА ЗЕМЛЮ

**таблица 1** – Теплофизические свойства SiO<sub>2</sub>-аэрогеля при температуре T=25°C в среде различных газов и вакууме. Плотность SiO<sub>2</sub>-аэрогеля ρ=0,137 г/см<sup>3</sup>

атмосфера	температуропроводность, a(T), мм <sup>2</sup> /с	удельная теплоемкость*, C <sub>p</sub> (T), Дж/(г·К)	теплопроводность, λ(T), Вт/(м·К)
вакуум, p <sub>ВАК</sub> =10 <sup>-4</sup> бар= 765·10 <sup>-4</sup> мм рт. ст.	0,065	0,73	0,007
аргон	0,081	0,73	0,008
воздух	0,102	0,73	0,010

\* по литературным данным для SiO<sub>2</sub>.



**1** – совместные данные авторов с ОАО «Композит», дополненные новыми экспериментальными результатами, полученными на приборе LFA 457 MicroFlash (точки в левом нижнем углу рисунка); **2** – данные из (Чиркин В.С., 1968); **3** – данные из проспекта фирмы Netzsch.

**рисунок 7.** Экспериментальная зависимость λ=f(T) SiO<sub>2</sub>-аэрогеля, дополненная новыми экспериментальными данными при T=298 K=25°C

сти SiO<sub>2</sub>-аэрогеля в воздушной среде. Для сравнения с характеристиками отечественного SiO<sub>2</sub>-аэрогеля в таблице 2 представлены характеристики гибких аэрогельных теплоизоляционных материалов Pyrogel XT и Cryogel Z, изготавливаемых американской фирмой Aspen Aerogels.

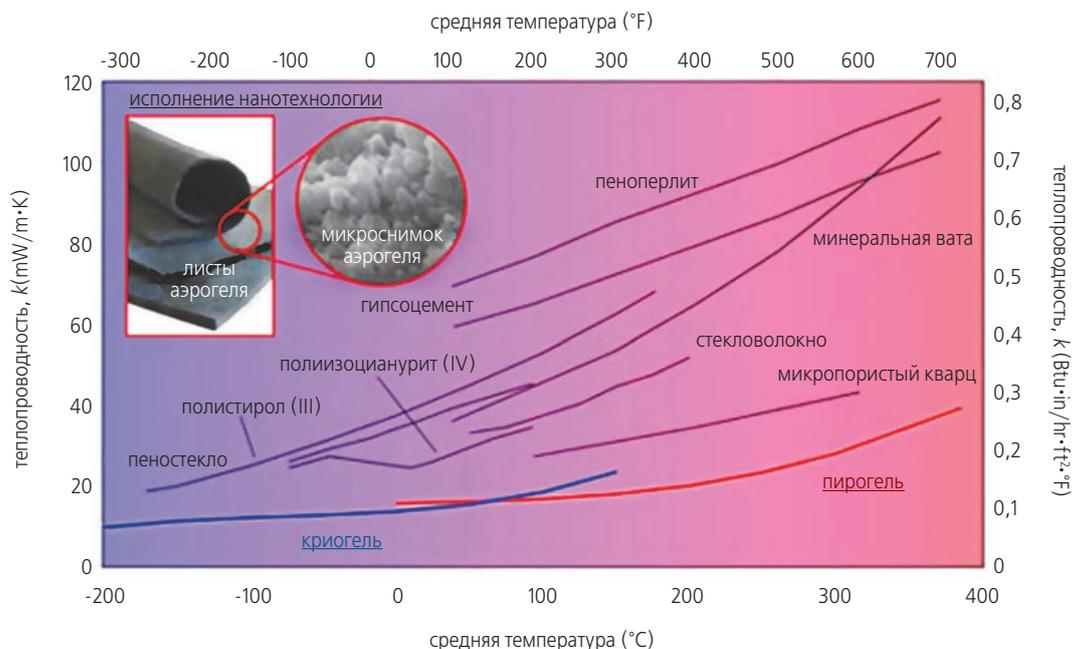
В дополнение к таблице 2 на рисунке 8 приведены зависимости коэффициента теплопроводности аэрогельных материалов Pyrogel XT и Cryogel Z от температуры λ=f(T). Здесь приведено сравнение зависимостей λ=f(T) этих теплоизоляционных материалов с аналогичными зависимостями некоторых других теплоизоляционных материалов.

### заключение

Предложена конструкция возвращаемого в закрытом отсеке на Землю бортового модуля, позволяющего улавливать и измерять параметры частиц внеземного происхождения с одновременной регистрацией ионизирующего излучения, воздействующего на космический аппарат. В данном бортовом модуле скомпоновано несколько приборов и первичных преобразователей, работающих на различных физических принципах. С помощью прибора LFA 457 про-

**таблица 2** – Характеристики теплоизоляционных гибких нанопористых аэрогельных материалов Pyrogel XT и Cryogel Z

характеристики теплоизоляционного материала – гибкого аэрогельного холста	Pyrogel XT	Cryogel Z
максимальная температура применения, °C	+650	-260...+90
коэффициент теплопроводности в зависимости от температуры, λ, Вт/(м·К)	+10°C, λ=0,0202+210°C, λ=0,0283+410°C, λ=0,0478+650°C, λ=0,105	+10°C, λ=0,0141 -60°C, λ=0,0128 -180°C, λ=0,0106 -260°C, λ=0,0060
плотность, ρ, кг/м <sup>3</sup>	180	130
прочность на сжатие при 10%-ной относительной деформации, кПа, не менее	100	50
предел прочности при растяжении в продольном направлении, кПа, не менее	100	350



**рисунок 8.** Зависимости коэффициента теплопроводности  $\lambda=f(T)$  от температуры для нанопористых аэрогельных материалов Pyrogel XT и Cryogel Z и сравнение зависимостей  $\lambda=f(T)$  этих материалов с аналогичными зависимостями других теплоизоляционных материалов

ведены измерения теплопроводности  $\text{SiO}_2$ -аэрогеля, плотность которого  $\rho=0,137$  г/см<sup>3</sup>, при температуре  $T=25^\circ\text{C}$  в воздушной среде, в аргоне и вакууме, которые оказались значительно ниже теплопроводности воздуха при той же температуре  $T=25^\circ\text{C}$ . Представлен краткий обзор и некоторые характеристики зарубежных аэрогельных материалов Pyrogel XT и Cryogel Z. Патент № 2505462, выданный на бортовой модуль, патентовладельцем которого является НПО им. С.А. Лавочкина, позволяет предприятию усилить свою конкурентность.

Авторы выражают благодарность за внимание и помощь в работе, полезные советы и обсуждения: А.Ф. Данилюку (Институт катализа СО РАН), Б.И. Бахтину (ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша»), О.Б. Хаврошкину (Институт физики Земли РАН), Е.А. Ивановой (НИУ ВШЭ), Х.Ж. Карчаеву, И.В. Москатиньеву, В.Е. Бабышкину, Д.В. Тулину, А.Ф. Шабарчину, Г.П. Серову, В.Ю. Золотареву, Р.И. Гурову, М.В. Смольяковой, И.Ю. Федуловой (ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»), В.Е. Рябову (НПО «Энергомаш» имени академика В.П. Глушко).

## список литературы

Иванов Н.Н., Иванов А.Н. Бортовой измерительный модуль для улавливания, сбора, регистрации и измерения параметров метеороидных и техногенных частиц, межзвездной и космической пыли, а также регистрации ионизирующего излучения, воздействующих на космический аппарат и планетоходовер // Патент РФ № 2505462 с приоритетом от 22.06.2012. Бюл. № 3. Патентообладатель НПО им. С.А. Лавочкина.

Иванов Н.Н., Иванов А.Н. Датчик для пространственной регистрации и измерения частиц в ближнем и дальнем Космосе. Экспериментальное исследование характеристик  $\text{SiO}_2$ -аэрогеля // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2013. № 2. С. 35-40.

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

Кринов Е.Л. Железный дождь. М.: Наука. ГРФМЛ. 1981. 190 с.

Полищук Г.М., Пичхадзе К.М., Ефанов В.В., Мартынов М.Б. Космические модули комплекса «Фобос-Грунт» для перспективных межпланетных станций // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2009. № 2. С. 3-7.

Ральченко В., Конов В. CVD-алмазы. Применение в электронике // Электроника. Наука. Технология. Бизнес. 2007. № 4. С.58-63.

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

Grun E., Gustafson B.A.S., Dermott S.F., Fechtig H. Interplanetary Dust // Astronomy and Astrophysics Library. Springer. 2001. P. 804.

Ivanov N.N., Ivanov A.N. A Sensor for the Spatial Registration and Measurement of Particles Parameters in Near and Deep Space – Experimental Investigation of  $\text{SiO}_2$ -Aerogel Characteristics // Solar System Research. 2014. Vol. 48, № 7. P. 549-554.

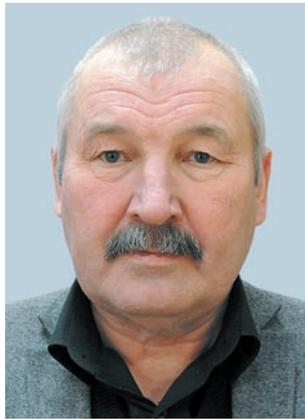
Polishchuk G.M., Pichkhadze K.M., Efanov V.V., Martynov M.B. // Space Modules of Phobos-Grunt Complex for Prospective Interplanetary Stations // Solar System Research. 2011. Vol. 45, № 7, P. 549-554.

URL: <http://www.istok59.ru/65-futerovka-i-oblicovka-pechej.htm> (дата обращения: 01.12.2014).

Статья поступила в редакцию 15.01.2015 г.

## КОНЦЕПЦИИ СОЗДАНИЯ АППАРАТУРЫ И ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ БЛОКА УПРАВЛЕНИЯ ЭЛЕКТРОУСТРОЙСТВАМИ АВТОМАТИЧЕСКИХ АВТОНОМНЫХ ДОЛГОЖИВУЩИХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

## THE CONCEPTS USED TO DEVELOP HARDWARE AND SOFTWARE FOR CONTROL UNIT OF ELECTRICAL DEVICES OF AUTOMATIC AUTONOMIC LONG-LIVING SPACECRAFT



**Ю.В. Мозговой<sup>1</sup>,**  
*mozgovoj@laspacespace.ru;*  
**Y.V. Mozgovoy**

*В статье излагаются проработки по созданию высоконадежных блоков управления устройствами электроавтоматики долгоживущих автоматических космических аппаратов, сочетающих в различных узлах достоинства «горячего» и «холодного» способов резервирования. Блоки обеспечивают требования по динамике парирования отказа любого из узлов блока для всех КА, разрабатываемых во ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина», при этом схемотехника и программное обеспечение минимизированы и максимально просты.*

*Ключевые слова:*

*блок управления;  
электроавтоматика КА;  
программное обеспечение блока управления.*

### ВВЕДЕНИЕ

Основные цели настоящей работы – создание высоконадежных блоков управления устройствами электроавтоматики долгоживущих автоматических космических аппаратов (КА), способных парировать отказы без катастрофических последствий для выполняемых миссий, с меньшей массой и меньшим электропотреблением по сравнению с существующими аналогами.

*The article deals with elaborations on development of high-reliable control units of electroautomatic devices for long-living automatic spacecraft which combine in different nodes the advantages of «hot» and «cold» redundancy methods. The units fulfill the requirements related to failure elimination dynamics for any node of the unit for all spacecraft being developed by Federal Enterprise «Lavochkin Association», at the same time, circuit engineering and software are minimized and maximally simple.*

*Key words:*

*control unit;  
SC electroautomatics;  
control unit software.*

Общеизвестно, что парирование отказов возможно только в случае наличия резервных функциональных узлов (каналов) в составе блоков управления. Способы резервирования, как правило, используются двух видов:

- «горячее» резервирование трех каналов по принципу мажоритирования два из трех;

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

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

- «холодное» резервирование с выключенным резервным каналом, включаемым в работу взамен вышедшего из строя основного канала.

Каждому из этих способов присущи свои достоинства и недостатки.

Троированные блоки с «горячим» резервированием аппаратно парируют любой одиночный отказ, не оказывая при этом влияния на выполняемую задачу. При прочих равных условиях такие блоки аппаратно более чем в три раза сложнее схемотехнически, соответственно, более чем в три раза больше электропотребляют и тепловыделяют, а также больше весят по сравнению с блоками, использующими «холодное» резервирование. Троированные блоки с «горячим» резервированием, программно реализуемым на микроконтроллерах, имеют еще и на порядок более сложное программное обеспечение (ПО).

Блоки, использующие «холодное» резервирование, по сравнению с троированными проще в части аппаратуры и ПО, легче по массе, в три раза меньше их электропотребление и тепловыделение. Немаловажно, что хранение резервов в выключенном состоянии является самым эффективным способом обеспечения сохранности резервов. Существенным недостатком таких блоков является перерыв в работе с потерей функциональности на время переключения с основного на резервный и инициализации резервного узла.

На изделиях НПО им. С.А. Лавочкина разработок 1970–1990 гг. управление устройствами электроавтоматики (электронагреватели, пироустройства, электроклапаны двигательной установки, электроприводы, антенные переключатели, блоки силовой коммутации и т.п.) осуществлялось слаботочными импульсными командами, выдаваемыми троированными релейными матрицами радиоконтакта, программно-временной системы, позднее и командами от вычислительной системы. Команды принимались троированными блоками автоматики, в которых преобразовывались в требуемый вид по величине тока, длительности, полярности и т.д.

Анализ разработок (КА тематик «ВЕНЕРА», «МАРС», «ФОБОС», «КУПОН», «СПЕКТР АМЗ 1999 г.» и др.) показал, что более 80% релейных команд требовали дополнительных устройств согласования их с нагрузками, которые реализовывались аппаратно в виде блоков электроавтоматики, разрабатываемых и изготавливаемых в НПОЛ.

В 2000 году предпринимались попытки на трех смежных предприятиях создать многофункциональные бортовые комплексы управления «под ключ» отдельно: для разгонных блоков «ФРЕГАТ», для КА «ФОБОС-ГРУНТ» и даже универсальные комплексы управления с избыточностью для нескольких КА одновременно (тематики «СПЕКТР», «ЭЛЕКТРО»), исключающие разработку дополнительных

блоков автоматики в НПО им. С.А. Лавочкина. В результате предпринятых попыток не удалось свести к нулю применение блоков автоматики НПОЛ.

Для этих изделий в 2000–2010 гг. в НПО им. С.А. Лавочкина дополнительно разработано и изготавливается: 5 блоков для каждого изделия «ФРЕГАТ»; 6 блоков для изделий «СПЕКТР-Р», «СПЕКТР-РГ» и «ЭЛЕКТРО-Л»; 2 блока для изделия «ФОБОС-ГРУНТ».

На современных космических аппаратах НПО им. С.А. Лавочкина нового поколения, не использующих герметичных газонаполненных контейнеров для электронных блоков, применяются блоки управления электроавтоматикой разработки МОКБ «МАРС» (см. <http://www.mars-mokb.ru/product.php>). Также имеется опыт применения блоков управления электроавтоматикой разработки АНО «НТИЦ. ТЕХКОМ» на КА «ФОБОС-ГРУНТ».

Схемотехника блоков электроавтоматики МОКБ «МАРС» троированная основана на горячем резервировании по принципу два из трех.

Конструкция блоков МОКБ «МАРС» имеет много общего с разработками НИИ «Аргон» и НТЦ «Модуль» базового набора конструкций БНК-96 (см. <http://www.argon.ru/?q=node/15>), построена на рамках, внутри каждой рамки помещается одна плата. Соединения между рамками и платами осуществляются контактами нажимных устройств (НУС).

На КА «ЭЛЕКТРО-Л» и «СПЕКТР-Р» используется по 6 шт. блоков электроавтоматики МОКБ «МАРС» общей массой 96 кг и объемом 88 л, а также, разработанные в НПОЛ 4 блока общей массой 4.4 кг и объемом 7.2 л и 7 шт. коробок-вставок общей массой 4.9 кг. Итого 105.3 кг без учета межблочной кабельной сети. Суммарное потребление этих блоков составляет 139 Вт.

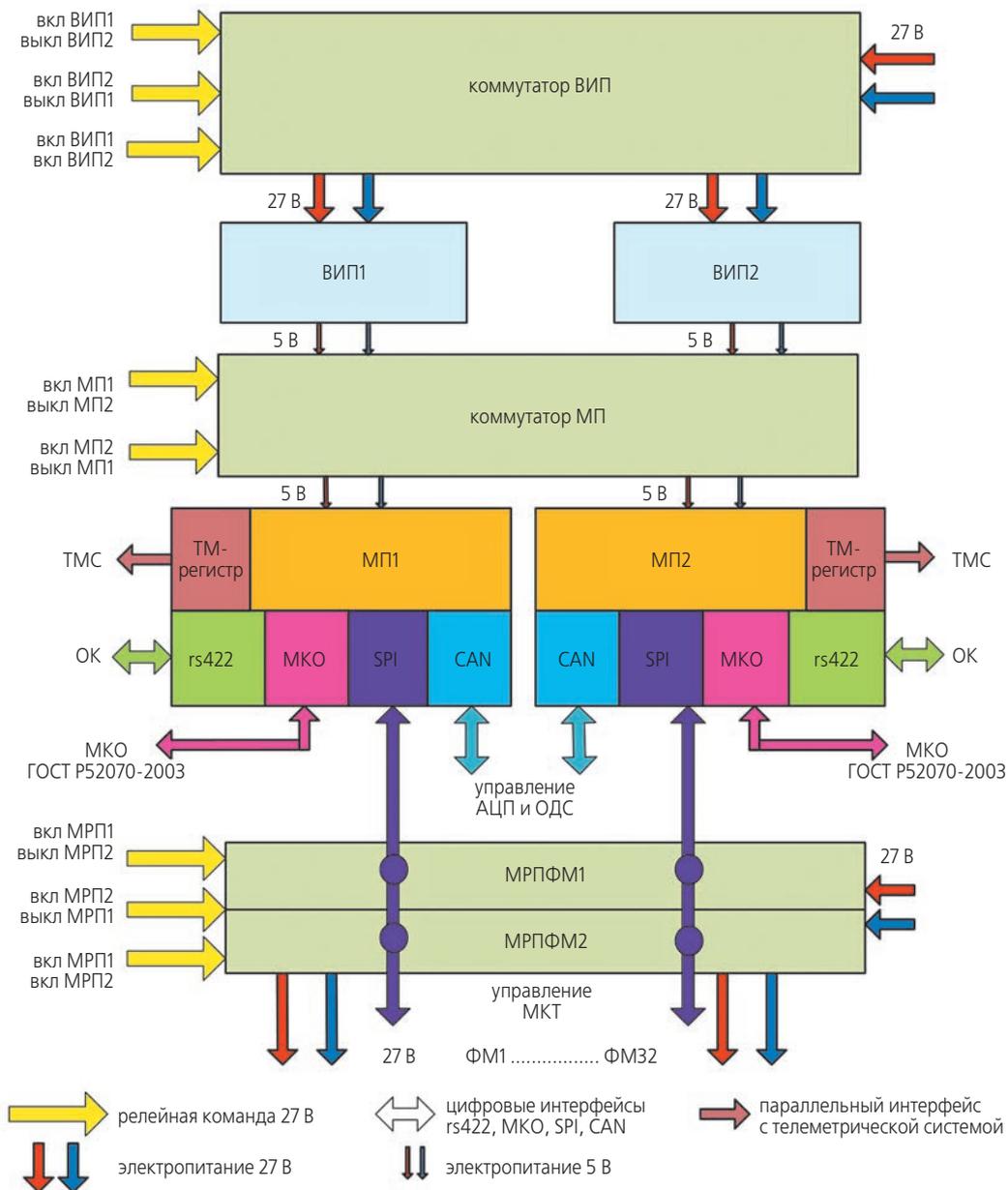
В схемотехнике блоков электроавтоматики АНО «НТИЦ. ТЕХКОМ» используется дублирование с холодным резервированием.

Аппаратура блоков электроавтоматики АНО «НТИЦ. ТЕХКОМ» выполнена на базовом наборе конструкций БНК-2002. По сравнению с конструкцией МОКБ «МАРС» площадь плат в БНК-2002 уменьшена более чем вдвое, уменьшены внешние размеры рамок и количество НУС на каждую плату.

На КА «ФОБОС-ГРУНТ» использовалось 18 блоков электроавтоматики АНО «НТИЦ. ТЕХКОМ» общей массой 33.5 кг и объемом 33 л, а также два блока автоматики НПОЛ общей массой 7.1 кг и объемом 13.1 л. Итого 40.6 кг без учета межблочной кабельной сети. Суммарное потребление этих блоков составляет 158 Вт, больше чем у троированных блоков МОКБ «МАРС».

Несмотря на хорошие показатели по массе, достигнутые за счет применения современных импортных

# КОНЦЕПЦИИ СОЗДАНИЯ АППАРАТУРЫ И ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ БЛОКА УПРАВЛЕНИЯ ЭЛЕКТРОУСТРОЙСТВАМИ АВТОМАТИЧЕСКИХ АВТОНОМНЫХ ДОЛГОЖИВУЩИХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ



**рисунк 1.** Центральный модуль блока управления

электрорадиоэлементов, блоки электроавтоматики АНО «НТИЦ. ТЕХКОМ» по многим показателям не отвечают электротехническим требованиям для КА, разрабатываемых в НПО им. С.А. Лавочкина, и не могут применяться в КА.

Эти две разработки продемонстрировали невозможность успешной реализации в единой технологии и унифицированной конструкции: электромеханических переключателей и электронных ключей, сильноточных шин и печатных плат, мощных стабилизаторов и микросхем и т.п.

Именно при выполнении этих разработок ставились задачи создать комплекс приборов управления для полного состава электроустройств КА, но в результате были получены комплекты блоков, которые потребовали аппаратной адаптации к КА добавлением новых блоков и сложной и тяжелой бортовой кабельной сети, разрабатываемых НПО им. С.А. Лавочкина.

Предлагается, изначально при электрическом проектировании КА, закладывать распределение функций (Мозговой Ю.В., Соколов А.С., Флоридов А.А., 2002) между двумя группами блоков управляющих электроавтоматикой:

- первая группа – блок управления электронный, программируемый, слаботочный, с цифровыми интерфейсами и развитыми функциональными возможностями. Блок комплексирован нужным количеством функциональных модулей и программируется под задачи конкретного КА. Возможность программной адаптации БУ разработчиками электрического дизайна КА позволяет минимизировать объем аппаратной адаптации в блоках автоматики;
- вторая группа включает один или несколько блоков автоматики (БА), при помощи которых БУ аппаратно адаптируется под управление электр...

травтоматикой конкретного КА. В этих блоках размещаются электромеханические силовые коммутаторы, громоздкие транзисторы, диоды и стабилитроны, шины общих цепей, кросс-жгуты, вторичные источники питания, фильтры и пр.

НПО им. С.А. Лавочкина имеет успешный опыт создания блоков автоматики негерметичного исполнения на отечественной элементной базе, применяемых на КА «ЭЛЕКТРО-Л», «СПЕКТР-Р», разгонных блоках «ФРЕГАТ», эти блоки здесь не рассматриваются.

Ниже будут изложены проработки по созданию блока управления с оптимизацией применения достоинств «горячего» и «холодного» способов резервирования в различных узлах блока и с минимизацией перерыва в работе без потери функциональности в случае необходимости парирования отказа любого из узлов блока, приемлемого для всех аппаратов разрабатываемых в НПОЛ.

В составе БУ не содержится импортных электро-радиоэлементов.

## 1. Блок управления

Блок управления состоит из центрального модуля постоянной конфигурации, куда входят:

- центральный процессорный модуль с вторичным источником питания (ВИП) и коммутаторами конфигурации;
- модуль распределения питания на функциональные модули (МРПФМ),

и из переменного набора функциональных модулей, зависящего от характеристик аппарата и состоящего из:

- функциональных модулей коммутации токов (МКТ);
- функциональных модулей опроса дискретных сигналов (ОДС);
- функциональных модулей аналоговых измерений (АЦП);
- функциональных модулей опроса резистивных термодатчиков.

Структурная схема центрального модуля блока управления приведена на рисунке 1.

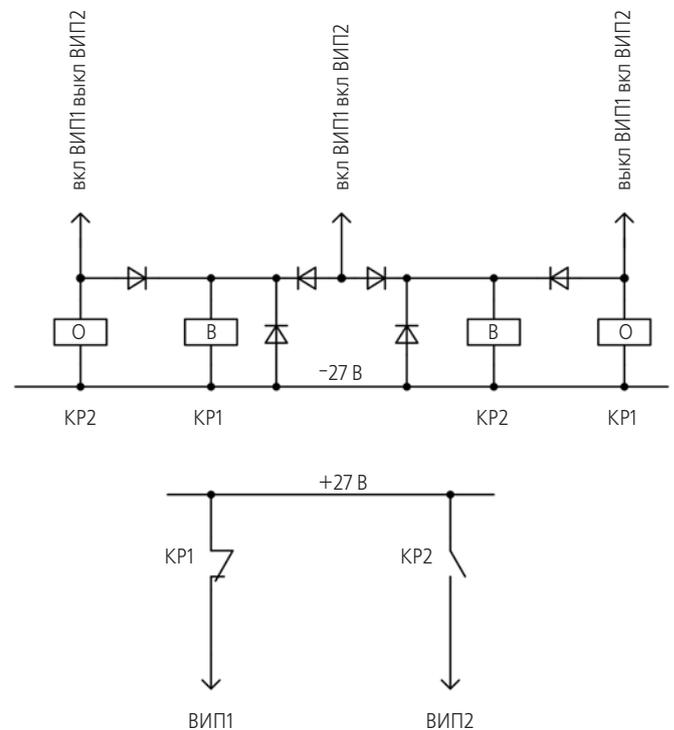
**Центральный модуль блока управления** включает в себя:

- коммутатор ВИП;
- два вторичных источника питания микропроцессоров (ВИП1 и ВИП2);
- коммутатор микропроцессоров;
- два микропроцессора (МП1 и МП2);
- модуль распределения питания 27 В на функциональные модули.

**Коммутатор ВИП** управляется внешними релейными командами и позволяет включать ВИП1 и ВИП2 по одному или оба вместе. Выходные цепи двух ВИП объединены между собой через развязывающие диоды, обеспечивая запитку любого процессора от любого ВИП или от двух ВИП одновременно. Развязывающие диоды позволяют питать микропро-

цессор даже в случае короткого замыкания на выходе одного из ВИП.

Упрощенная схема коммутатора ВИП представлена на рисунке 2.



**рисунк 2.** Упрощенная схема коммутатора ВИП

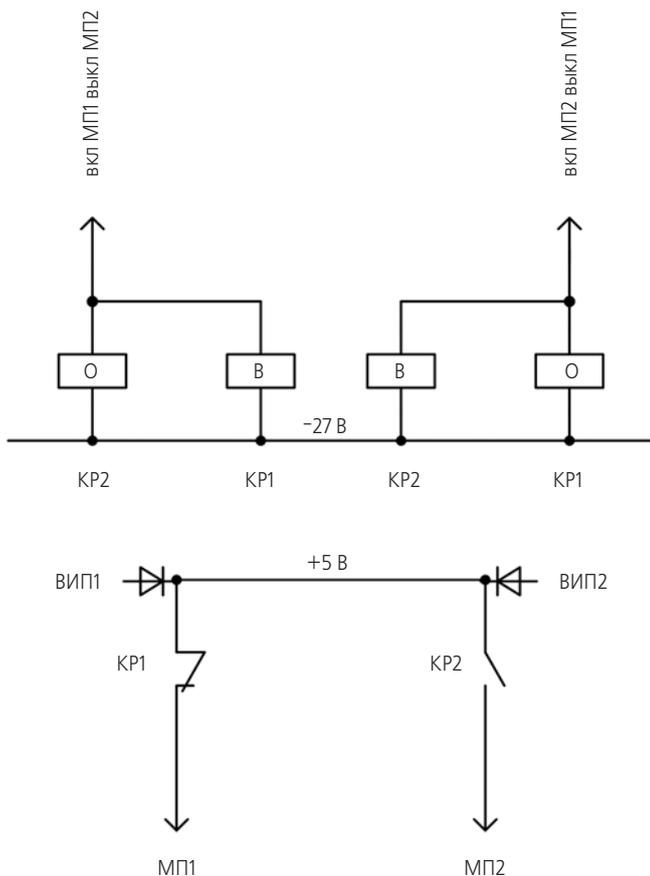
**Коммутатор микропроцессоров** подает вторичное питание ВИП либо на МП1, либо на МП2. Коммутатор не допускает одновременную подачу питания на МП1 и МП2.

Упрощенная схема коммутатора микропроцессоров представлена на рисунке 3.

**Микропроцессоры МП1 и МП2** идентичны и имеют интерфейсы:

- внешний интерфейс связи с центральной вычислительной системой типа мультиплексный канал обмена (МКО) ГОСТ 52070-2003;
- внутренние интерфейсы связи с функциональными модулями типов SPI и CAN;
- внешний интерфейс связи с отладочным комплексом (ОК) типа rs422;
- внешний параллельный интерфейс связи с телеметрической системой (ТМС).

**Модуль распределения питания на функциональные модули** резервированный. Подача питания на модули осуществляется внешними релейными командами по схеме, позволяющей включать/выключать МРПФМ1 и МРПФМ2 по одному или оба вместе. МРПФМ аналогичен по устройству с 32-канальным модулем коммутации токов и подключается к магистральной дублированной шине интерфейса SPI.



**рисунок 3.** Упрощенная схема коммутатора микропроцессоров

Параллельно к этой же магистральной дублированной шине интерфейса SPI подключаются до 16 шт. резервированных функциональных модулей коммутации токов (рисунок 4).

Резервированные функциональные модули аналоговых измерений и опроса дискретных сигналов подключаются к магистральной дублированной шине интерфейса CAN (рисунок 5).

Питание 27 В с общим количеством шин питания до 32 шт. подается радиально от МРПФМ на функциональные модули отдельно для основных и для резервных полукомплектов.

Таким образом, в конструктиве блока управления максимально могут размещаться до 16 шт. резервированных функциональных модулей различных типов. В полной конфигурации масса БУ не более 13 кг, объем не более 14 л.

**Функции, выполняемые центральным модулем блока управления:**

- включение по подаче питания в конфигурации, соответствующей моменту последнего снятия питания. При включении время от переднего фронта подачи напряжения 27 В до окончания начального тестирования микропроцессора МП1

или МП2, МРПФМ и инициализации ПО микропроцессора и ПО функциональных модулей не должно превышать 1 с;

- прием и исполнение по переднему фронту поступающих из центральной вычислительной системы релейных команд с напряжением 27 В по изменению конфигурации. Время от переднего фронта команды переключения питания центрального микропроцессора до окончания начального тестирования микропроцессора МП1 или МП2, МРПФМ и инициализации ПО микропроцессора не превышает 30 мс;
- энергонезависимое запоминание конфигурации текущего состояния центрального модуля блока управления;
- начальное тестирование и инициализация устройств центрального микропроцессора (МП);
- начальное тестирование МРПФМ и ФМ и по результатам тестирования инициализация ПО МП;
- взаимодействие по дублированному МКО с ЦВС по ГОСТ Р 52070-2003 в качестве окончательного устройства;
- взаимодействие по RS-422 с отладочным комплексом или с КПА;
- программное формирование и выдача в ТМС дискретных телеметрических параметров о состоянии БУ не менее 5 бит через специальный программируемый регистр по параллельным проводным связям с ТМС;
- выдача в ТМС дискретных телеметрических параметров о наличии напряжений на выходах ВИП центрального модуля, состоянии переключателей конфигурации по отдельным проводным связям с ТМС;
- выдача в ТМС значений двух резистивных температурных датчиков по отдельным проводным связям с ТМС;
- управление распределением питания ФМ;
- управление работой ФМ коммутации токов в режимах «холодного» или «горячего» резервирования ФМ;
- управление работой ФМ опроса аналоговых и дискретных сигналов в режиме «холодного» резервирования ФМ;
- контроль и логическая обработка аналоговых датчиков токов и напряжений;
- контроль и логическая обработка потенциометрических датчиков давления двигательной установки;
- контроль и логическая обработка дискретных сигналов от ДА/НЕТных датчиков;
- контроль и логическая обработка инициативных сигналов от ДА/НЕТных датчиков;
- встроенный диагностический контроль глубиной до одного функционального элемента МРПФМ и ФМ (под функциональным элементом понимается ЭРИ или электрическая связь) при штатном функционировании;

- отсутствие несанкционированного замыкания ключей модулей коммутации в рабочем состоянии и при включении/выключении;
- контроль правильности выдачи команд, действующая в алгоритмах контроля правильности выдачи команд измерения параметров КА, входящими в состав БУ, модулями опроса аналоговых и дискретных параметров КА;
- гальваническая развязка цепей первичного питания от корпуса и от цепей вторичного питания, а также для управления конфигурацией и режимами работы центрального модуля необходимо 8 шт. внешних релейных команд (РК). Функциональный состав и количество РК управления конфигурацией центрального модуля:
- РК включения ВИП основного и резервного полуккомплектов центрального модуля – 1 шт. В любой момент времени выключатели ВИП либо оба находятся во включенном состоянии, либо один из них (основной или резервный). Состояние, в котором выключены оба ВИП, аппаратно недопустимо;
- РК выключения ВИП основного или резервного полуккомплектов центрального модуля – 2 шт. Состояние, в котором выключен один из ВИП, а другой отключен, аппаратно недопустимо;

- РК переключения микропроцессоров с основного на резервный полуккомплект и обратно – 2 шт. В любой момент времени во включенном состоянии должен быть один из процессоров (основной или резервный). Состояние, в котором включены оба процессора, аппаратно недопустимо;
- РК включения основного и резервного полуккомплектов МРПФМ – 1 шт. В любой момент времени выключатели МРПФМ либо оба могут находиться во включенном состоянии, либо один из них (основной или резервный). Состояние, в котором выключены оба МРПФМ, аппаратно недопустимо;
- РК выключения основного или резервного полуккомплектов МРПФМ – 2 шт. Состояние, в котором выключен один из МРПФМ, а другой отключен, аппаратно недопустимо. Одноименные радиальные выходные цепи двух МРПФМ объединены между собой для обеспечения запитки функциональных модулей БУ от любого или от обоих одновременно МРПФМ.

В состав БУ входят модули коммутации токов (рисунок 4) и модули опроса аналоговых и дискретных сигналов (см. рисунок 5 и 6). Питаются модули напряжением 27 В. В каждом модуле имеется собственный вторичный источник питания (ИП).

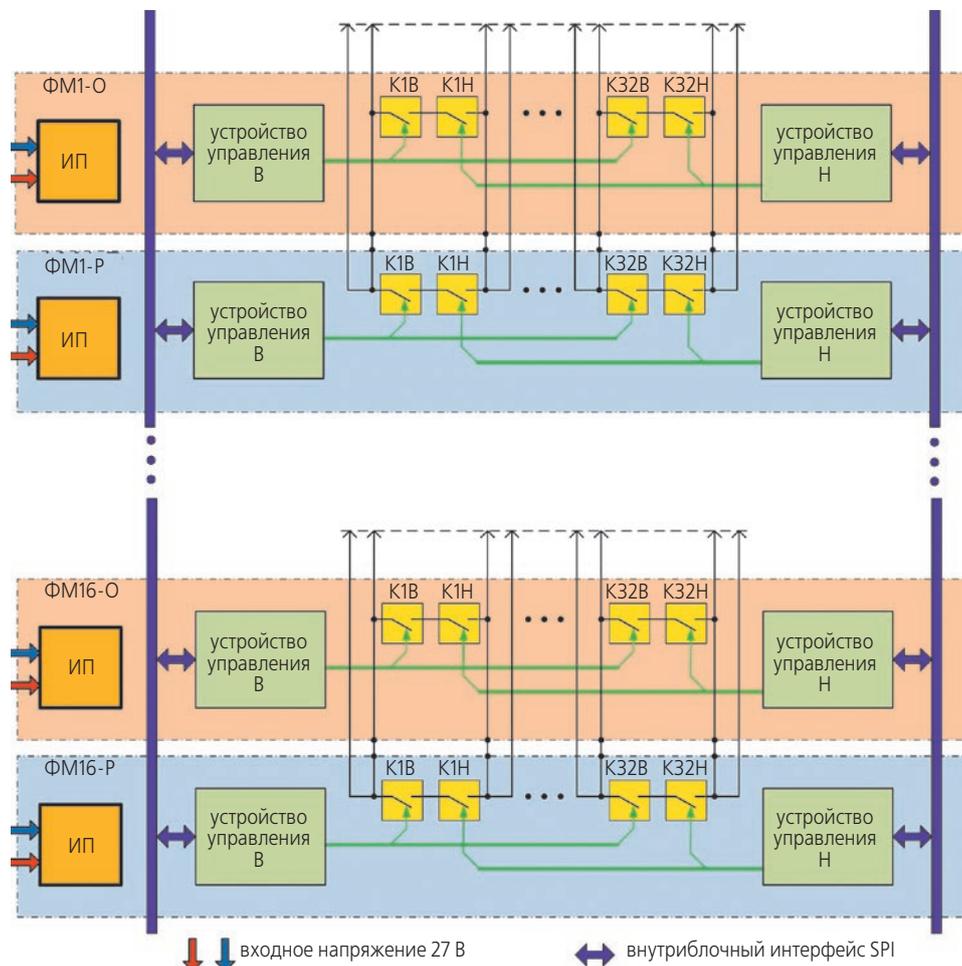


рисунок 4. Структурная схема модулей коммутации токов

**Модули коммутации токов** имеют две разновидности:

МКТ1 – 16 каналов коммутации токов до 1 А;

МКТ03 – 32 канала коммутации токов до 0.3 А (этот же модуль используется в качестве МРПФМ для задачи внутреннего питания на ФМ).

Каждый коммутатор модулей реализован на двух последовательно соединенных полевых транзисторах: «верхний» и «нижний». Устройства управления, отдельные для «верхних» и «нижних» ключей, реализованы в специализированных микросхемах на базе отечественных БМК.

Модули коммутации могут работать в схеме «холодного» или «горячего» резервирования в зависимости от требований обеспечения надежности на различных этапах выполнения миссии КА. Состояние резервированных каналов модулей (включен или выключен) определяется наличием или отсутствием на нем напряжения питания, получаемого от МРПФМ. В схеме с «холодным» резервированием обеспечивается парирование ложного замыкания цепи при одном отказе. «Горячее» резервирование используется для управления устройствами, не допускающими несанкционированного снятия напряжения.

В МКТ03 в одном модуле 32 канала. Коммутаторы представляют собой «сухие контакты», каждый из которых реализован на двух последовательных электронных ключах. «Плюс» и «минус» каждого «сухого контакта» основного и резервного полукомплектов выводятся в выходном соединителе на отдельную клемму. Одноименные клеммы основного и резервного полукомплектов модуля соединяются между собой внутри модуля.

В МКТ1 в одном модуле 16 каналов. Коммутаторы представляют собой «сухие контакты», каждый из которых реализован на двух последовательных электронных ключах. «Плюс» и «минус» каждого «сухого контакта» основного и резервного полукомплектов выводятся в выходном соединителе на две отдельные клеммы. Одноименные клеммы основного и резервного полукомплектов модуля соединяются между собой внутри модуля.

Модули коммутации выполняют два типа операций с ключами: «включить/выключить» и «кнопка с длительностью», при этом обеспечивают:

- разомкнутое состояние ключей до подачи питания и после снятия питания;
- отсутствие ложных подрабатываний при подаче и снятии питания;
- контроль достоверности полей управляющих команд по избыточному кодированию;
- по одной команде типа «включить/выключить» из центрального модуля одновременное замыкание/размыкание в произвольной пропорции между замыкающимися и размыкающимися про-

извольного количества ключей модуля или двух модулей, работающих в «горячем резерве»;

- сохранение состояния ключей до поступления новой команды (или снятия питания);
- по одной команде типа «кнопка» из центрального модуля одновременное замыкание/размыкание в произвольной пропорции между замыкающимися и размыкающимися произвольного количества ключей модуля или двух модулей, работающих в «горячем резерве» по переднему фронту команды; отсчет заданных временных интервалов и по истечении интервалов (по задним фронтам «кнопки») выполнение обратных действий;
- по каждой команде должны изменяться состояния только тех ключей, которые заданы командой. Состояние незадействованных в команде ключей модуля должно оставаться без изменения;
- темп выдачи команд из центрального модуля в функциональные модули и время исполнения команд модулями – не более 1 мс;
- по командам запроса состояний ключей выдавать состояние ключей и счетчики текущих значений интервалов выполняющихся «кнопок»;
- цепи первичного питания ФМ от МРПФМ гальванически развязаны от корпуса и от цепей вторичного питания.

**Модули опроса аналоговых и дискретных параметров** представлены тремя типами:

- модуль опроса дискретных сигналов;
- модуль АЦП для измерения напряжений и опроса потенциометрических датчиков;
- модуль опроса резистивных термодатчиков.

**Модуль опроса дискретных сигналов (ОДС)** имеет 128 входов.

Схема опроса дискретных сигналов приведена на рисунке 5. Дискретные сигналы разбиты на группы по 32. Управление группами производится от микропроцессора (МП).

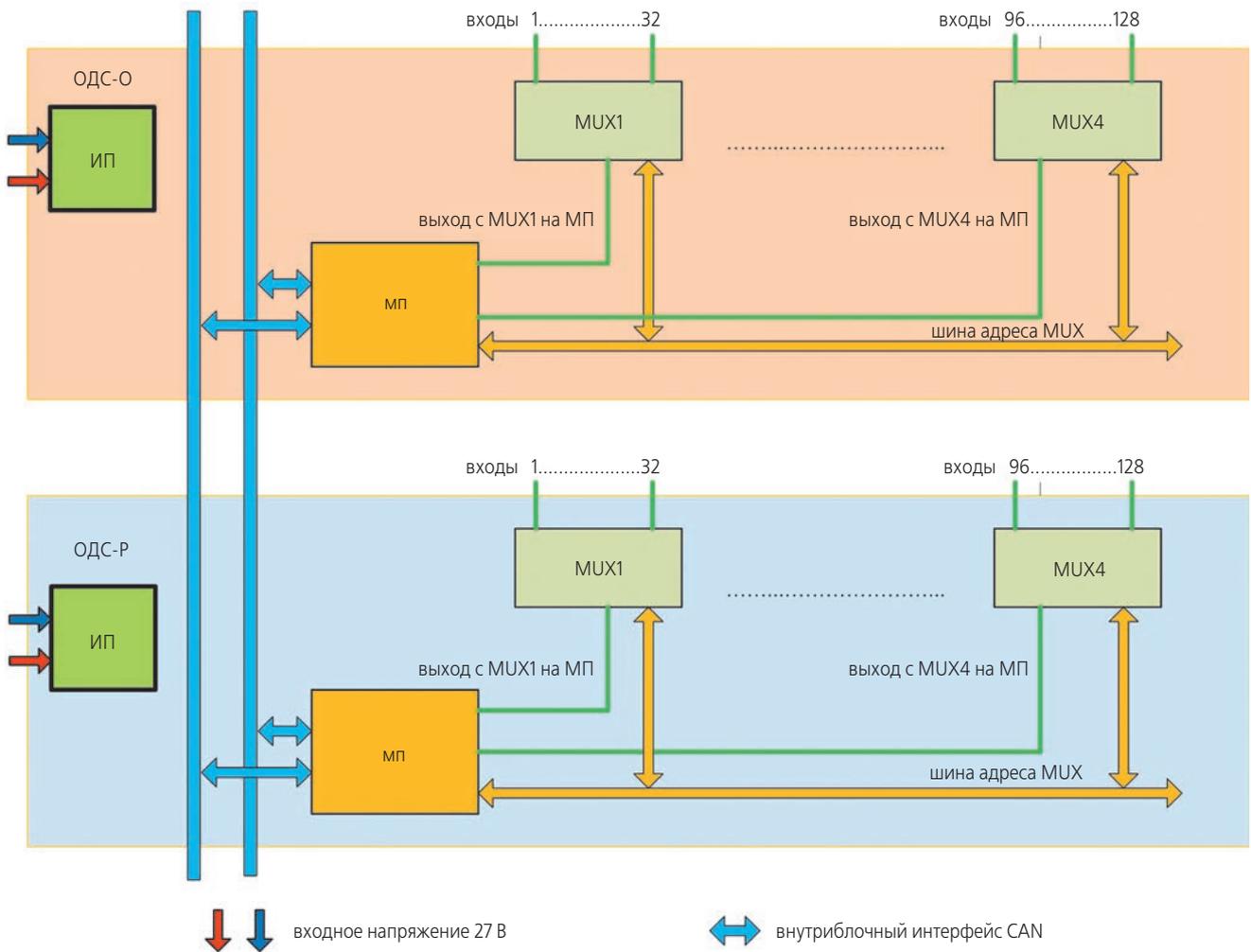
Дискретные сигналы поступают на мультиплексоры MUX1... MUX4. Далее со всех мультиплексоров сигналы попадают на микропроцессор (МП).

«Плюс» и «минус» каждого канала основного и резервного полукомплектов выводятся в выходном соединителе на отдельную клемму. Одноименные клеммы основного и резервного полукомплектов модуля соединяются между собой внутри модуля. Отказ элемента в одном из полукомплектов не влияет на работоспособность другого полукомплекта модуля.

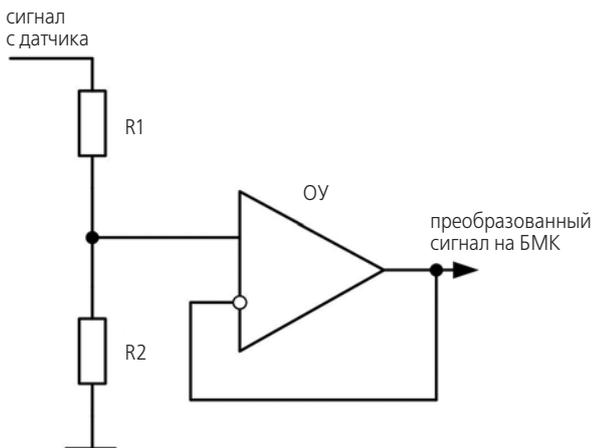
Связь с центральным модулем осуществляется по интерфейсу CAN. Интерфейс развязан оптронами.

**Модуль АЦП** предназначен для измерения 15 каналов напряжений в диапазоне от 0 до 7 В и 16 потенциометрических датчиков.

В модуле используются: ВИП, микропроцессор с АЦП, операционные усилители, коммутаторы, мультиплексоры и источник опорного напряжения.



**рисунок 5.** Структурная схема модуля опроса дискретных сигналов



**рисунок 6.** Схема преобразования сигнала

На рисунке 6 представлена схема преобразования сигнала аналогового датчика (от 0 до 7 В). Резисторы используются как делитель сигнала. Операционный усилитель (ОУ) необходим для обеспечения входного сопротивления 100 КОм.

Микросхема БМК способна коммутировать до 16 аналоговых входов на один выход. Одна микросхема коммутирует каналы измерения напряжений, один канал используется для измерения внутреннего источника опорного напряжения (ИОН). Другая микросхема коммутирует каналы измерения напряжений с потенциметрических датчиков, запитываемых от ИОН.

При использовании источника опорного напряжения 3.3 В для потенциметрических датчиков не требуется дополнительных делителей. Выходы с датчиков подключаются напрямую к БМК.

Связь с центральным модулем осуществляется по интерфейсу CAN. Интерфейс развязан оптронами.

**Модуль опроса резистивных термодатчиков** предназначен для опроса до 72 датчиков.

В модуле используются: ВИП; микропроцессор с АЦП; коммутаторы; мультиплексоры; источник опорного напряжения; микросхема БМК, в которой сигнал с резистивного датчика преобразуется к виду, необходимому для преобразования в цифровой код. В микросхеме имеется каскад операционных усилителей, настраиваемых на различные коэффициенты усиления.

Связь с центральным модулем осуществляется по интерфейсу CAN. Интерфейс развязан оптронами.

## **2. Системотехника блока управления**

Системотехника блока управления базируется на следующих основных принципах:

- парирование любого одиночного отказа в любом из функциональных модулей БУ осуществляет центральный модуль БУ;
- парирование любого одиночного отказа в центральном модуле БУ осуществляет центральная вычислительная система (ЦВС) посредством релейных команд.

**Арбитраж работоспособности и парирование отказа внутренних линий связи и функциональных модулей БУ** осуществляет центральный модуль БУ.

Алгоритмы арбитража работоспособности и парирования отказов внутренних линий связи и ФМ можно разделить на две группы.

1. Заранее, перед критическим по динамике управления участком миссии, ФМ переводится в режим «горячего» резервирования. В этом режиме любой одиночный сбой ФМ будет парироваться аппаратно и не повлияет на динамику выполнения задач. После завершения критического участка, если отказа не произошло, по программе ЦВС конфигурация БУ возвращается в исходное состояние. В случае выявления отказа и при острой необходимости вернуть конфигурацию БУ в исходное состояние (снизить энергопотребление БУ) из задачи диагностики выключается неисправный ФМ, что не оказывает влияния на процесс управления аппарата.

2. Эта группа предназначена для некритичных по управлению электроустройств (нагреватели, термоэлектрохолодильники (ТЭМХ), управление фидерами питания и т.п.). Любой одиночный сбой парируется путем включения резервного ФМ и последующего отключения основного ФМ, при этом состояние некоторых некритичных коммутаторов после переключения ФМ, в зависимости от характера отказа, может оказаться разомкнутым. Специальных действий по изменению их состояний не требуется – коммутаторы постепенно приведутся в требуемые состояния штатными алгоритмами задач центральной вычислительной системы.

**Арбитраж работоспособности и парирование отказов центрального модуля БУ** осуществляет центральная вычислительная система.

Режимы работы центрального модуля БУ (конфигурация) задаются выдаваемыми ЦВС релейными командами.

Два процессора центрального модуля БУ могут работать только в режиме с «холодным» резервированием. ВИП центрального процессора и модуль

распределения питания на функциональные модули могут работать в обоих режимах.

При работе центрального модуля БУ в режиме с «горячим» резервированием ВИП и МРПФМ время переключения полукомплектов центрального процессора не более 30 мс.

При работе центрального модуля БУ в режимах с «холодным» резервированием ВИП и МРПФМ время переключения в зависимости от характера отказа может составлять до 1 с.

Парирование отказов центрального модуля БУ центральной вычислительной системой осуществляется следующим образом.

В режиме постоянного циклического обмена ПО ЦВС контролирует:

- превышение тайм-аута получения ответного слова (ОС) или слов данных (СД) посылок квитанций (до 14 мкс);
- содержание ответных слов БУ на командные запросы и послылки данных по МКО;
- правильность логической связанности посылок МКО квитанций выполнения и ТМ-параметров из БУ;
- правильность полей идентификаторов квитанций и результатов выполнения или невыполнения действия.

Квитанции выполнения в центральную вычислительную систему выдаются в каждом цикле, на выполненные действия БУ – в предыдущем цикле.

По превышении 14 мкс тайм-аута получения ОС или СД посылок квитанций центральная вычислительная система повторяет несостоявшийся обмен по резервной линии МКО и, в случае успеха, по этой же резервной линии продолжает текущий обмен до конца; при всех последующих циклах обменов для обмена с данным адресом используется исключительно резервная линия.

При обнаружении неправильной работы БУ по критериям обмена или по другим критериям (например обнаружение исполнения несанкционированных команд или получение заграничных значений параметров от БУ, выявление закливания квитанций БУ) центральная вычислительная система переключает полукомплект БУ.

ПО ЦВС в части арбитража правильности работы БУ должно содержать в себе дополнительные программные ветви алгоритмов, чтобы надежно обеспечивать недопущение повторного переключения полукомплекта БУ до завершения двух циклов обмена с БУ по правилам циклического взаимодействия.

Задачу парирования отказа в контуре центральная вычислительная система – блок управления, благодаря задействованию в системе управления двух вычислительных устройств, можно решить путем использования специально разрабатываемых более надежных способов управления электроустройствами.

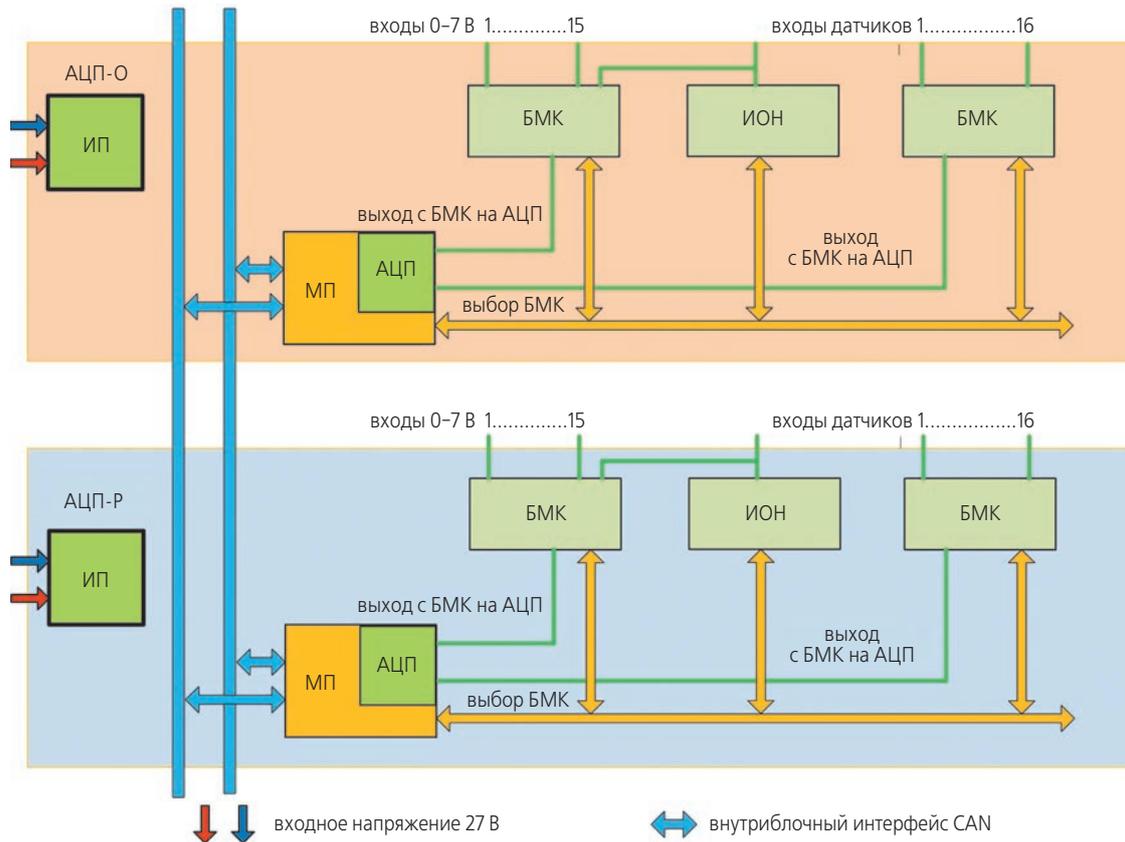


рисунок 7. Структурная схема модуля АЦП

В качестве примера рассмотрим участок миссии аппарата «коррекция».

Для парирования отказа центрального модуля БУ достаточно 30 мс, что не критично для результата выполнения динамической задачи, поэтому в примере рассматривается возможный способ парирования отказа ЦВС.

Предлагается для управления из центральной вычислительной системы двигателями коррекции вместо передаваемых в БУ команд («включить» вначале и «выключить» в конце) использовать другие две команды типа: «кнопка № X с длительностью» и «корректировка длительности кнопки № X».

В начале коррекции в БУ выдается команда «кнопка с расчетной длительностью». Затем в любом такте обмена при необходимости сократить или увеличить время коррекции могут выдаваться команды «корректировка длительности кнопки» с учетом уже прошедшего времени. Эта «кнопка» в БУ выключит двигатель в требуемое время даже в случае возможного отказа в ЦВС.

### 3. Функциональные характеристики ПО БУ

ПО БУ разрабатывается с учетом следующих факторов.

1. Аппаратура ЦВС по сравнению с БУ имеет достаточные объемы для долговременного хранения

данных по управлению электроустройствами КА и обладает более высокой надежностью долговременного хранения данных;

- процессорный модуль БУ имеет ограниченные объемы ОЗУ и ПЗУ;
- процессорный модуль БУ не имеет мажоритирующих аппаратных слоев, работает исключительно в схеме с «холодным» резервированием;
- внутриприборная шина БУ обмена с функциональными модулями резервированная.

2. Функциональные модули ввода аналоговых сигналов работают в схеме с «холодным» резервированием; управляющие ФМ работают в обеих схемах.

3. Узлы управления ключами модулей коммутации токов реализованы на специализированных микросхемах, которые, наряду с функцией изменения состояний ключей, обеспечивают хранение и выдачу по внешним запросам динамических данных о состоянии ключей.

4. Для разработки, отладки и сопровождения ПО БУ создается специализированное автоматизированное рабочее место разработки, отладки и сопровождения ПО БУ (АРМ БУ);

5. Для отладки и сопровождения аппаратуры и ПО ЦВС создается специализированное АРМ имитатора БУ.

#### Состав ПО БУ

ПО БУ предназначено для обеспечения отработки команд, инициатива выполнения которых исходит

от центральной вычислительной системы. Состав команд определяется на этапе рабочего проектирования. Команды могут быть как статическими, так и включать параметры, значения которых ЦВС определяет динамически. При этом состав устройств, задействованных при выполнении команды, всегда статический, а динамическими могут быть только количественные параметры, например, длительность работы ДУ.

ПО БУ является распределённой системой, включающей следующие основные части:

- технологические ПО БУ и ПО КПА;
- ПО функционирования БУ;
- ПО автоматизированного рабочего места разработки, отладки и сопровождения ПО БУ (ПО АРМ БУ);
- ПО имитатора БУ.

**Технологические ПО БУ и ПО КПА** обеспечивают автономные испытания БУ при проведении приемосдаточных испытаний БУ и входного контроля БУ.

**ПО функционирования БУ** состоит из ПО центрального процессорного модуля БУ и ПО процессорных функциональных модулей БУ (ОДС и АЦП).

ПО функционирования БУ обеспечивает управление работой электроустройств и систем КА по командным управляющим массивам-заданиям, поступающим в БУ по МКО из центральной вычислительной системы, либо поступающим в БУ по технологическому каналу связи из АРМ БУ.

ПО функционирования БУ содержит:

- встроенное системное ПО БУ, а именно программы начальной загрузки и перезагружаемые программы функционирования системного уровня, хранящиеся в ПЗУ центрального модуля и в ПЗУ процессорных ФМ, запускающиеся в работу из ПЗУ при подаче питания на модуль;
- функциональное ПО БУ в виде командных управляющих массивов-заданий (далее «управляющих массивов»), а именно: программы управления электроустройствами КА, поступающие в ОЗУ центрального модуля по МКО либо по технологическому каналу, запускающиеся в работу автоматически по факту поступления. Эта часть ПО хранится вне БУ;
- встроенное функциональное ПО БУ в виде управляющих массивов, а именно программы управления электроустройствами КА, хранящиеся в ПЗУ центрального модуля, запускающиеся в работу по факту поступления команды по МКО, либо по технологическому каналу, либо по изменению «инициативного» параметра, контролируемого модулями БУ.

ПО функционирования БУ:

- разрабатывается по модульному принципу с учетом возможности изменения количества и типов

ФМ, подключаемых к центральному процессорному модулю;

- обеспечивает информационное взаимодействие в качестве ОУ по МКО с ЦВС с диагностикой работоспособности МКО и при необходимости может выполнять функции арбитра правильности работы ЦВС;
- обеспечивает информационное взаимодействие БУ с АРМ БУ через технологический порт связи;
- осуществляет управление работой модулей в соответствии с заданиями, поступающими в ОЗУ по МКО или от АРМ БУ по технологическому каналу связи;
- осуществляет управление работой модулей в соответствии с заданиями, хранящимися в ПЗУ БУ, по инициативе внешних сигналов, поступающих извне по проводным связям от ЦВС или БРК;
- осуществляет прием и логическую обработку дискретных сигналов, полученных от контактных датчиков;
- осуществляет измерения напряжений, токов и сопротивлений и логическую обработку аналоговых сигналов;
- обеспечивает встроенный диагностический контроль глубиной до одного функционального элемента МРПФМ и ФМ (под функциональным элементом понимается ЭРИ или электрическая связь) при штатном функционировании и при испытаниях;
- обеспечивает отсутствие несанкционированного замыкания ключей модулей коммутации в рабочем состоянии и при включении/выключении;
- обеспечивает контроль правильности выдачи команд, действуя в алгоритмах контроля правильности выдачи команд измерения параметров аппарата, входящими в состав БУ модулями опроса аналоговых и дискретных параметров аппарата;
- формирует и передает в ЦВС квитанции с результатами исполнения задания, результаты диагностического контроля устройств БУ и измеренные в процессе выполнения значения параметров КА, для последующей пересылки в телеметрическую систему;
- формирует кодовые сообщения состояния БУ в программируемом ТМ-регистре;
- осуществляет контроль за длительностью выполнения команд, зависящих от времени.

**ПО центрального процессорного модуля БУ**

ПО центрального модуля БУ обеспечивает взаимодействие БУ с центральной вычислительной системой и конфигурирование дублированных узлов БУ. Обмен с ЦВС выполняется по дублированному МКО, обмен с процессорами исполнительных модулей БУ – по дублированным интерфейсам SPI и CAN.

При штатной отработке одной команды ПО БУ принимает от ЦВС массивы-задания, расчленяет их при необходимости на части, обрабатываемые разными исполнительными модулями, и отправляет в модули для отработки. Затем принимает от модулей результаты отработки (квитанции выполнения и результаты измерений), формирует ответные массивы с результатами выполнения заданий и отправляет их в ЦВС по МКО.

Помимо диспетчеризации массивов-заданий и их квитанций, ПО центрального модуля постоянно контролирует работоспособность функциональных модулей и связанных с ними исполнительных устройств, а также при необходимости переключает полукомплекты модулей. О каждом переключении отправляется информация в ЦВС.

При переключении ЦПМ БУ внешними релейными командами от ЦВС включаемый в работу процессор инициализирует свое ПО, получая данные о состоянии всех включенных в работу ФМ за время не более 40 мс.

Поскольку КА предполагает длительный срок автономного функционирования, построение ПО должно допускать внесение коррекций непосредственно во время эксплуатации. В связи с этим ПО разбивается на небольшие фрагменты, управление которым передается не непосредственно, а через промежуточную таблицу адресов. Управление устройствами при помощи массивов-заданий естественно обеспечивает такое разбиение.

Сама таблица адресов при инициализации после включения питания переписывается из ПЗУ в ОЗУ. Если какой-то из фрагментов необходимо заменить, новый программный код записывается в ОЗУ и в таблице адресов корректируется соответствующий адрес.

Так как это необходимо делать при каждом включении питания, хранить заменяющие фрагменты следует в ЦВС, имеющем более высокую живучесть, чем каждый из ЦПМ БУ.

Таким образом, переключение питания любого процессорного модуля БУ предполагает выполнение следующих действий с участием ЦВС:

- центральный модуль БУ принимает по МКО из ЦВС код заменяющих фрагментов. Если переключается питание самого центрального модуля, то он записывает заменяющие фрагменты в ОЗУ и корректирует таблицу адресов. Если переключается питание одного из функциональных процессорных модулей, то заменяющие фрагменты пересылаются в соответствующий модуль по CAN;
- ЦПМ БУ запрашивает по SPI состояния модулей коммутации и по результатам инициализирует свое ПО.

Засылка заменяющих фрагментов в модуль может заметно увеличить время включения модуля, поэтому желательно, чтобы ПО модулей было максимально простым – это уменьшает вероятность того, что в него вообще потребуется вносить коррекции во время жизни аппарата. Поэтому как можно большая часть логики команд должна быть реализована не на уровне ПО модулей, а на уровне массивов-заданий.

#### **Программные меры повышения живучести**

По опыту эксплуатации многочисленных КА одним из наиболее подверженных ошибкам узлов является ОЗУ. В связи с этим желательно использование таких вычислительных средств, которые имеют аппаратный контроль целостности данных в ОЗУ. При отсутствии такого контроля наиболее ответственные области ОЗУ должны контролироваться программно в фоновом режиме.

Независимо от способа контроля после обнаружения ошибки возникнет проблема восстановления данных, поэтому наиболее ответственные данные должны не только контролироваться, но и дублироваться. В этом случае при обнаружении ошибки в основной копии контроллер может без заметных задержек воспользоваться резервной копией.

Таким контролем должна быть охвачена как минимум таблица адресов исполнительных подпрограмм, поскольку передача управления по искаженному адресу приведет к непредсказуемым последствиям.

Кроме глобального фонового контроля, который обнаруживает ошибки с задержкой, при наличии дублирования можно производить оперативный контроль отдельных элементов данных перед их использованием. Например, перед передачей управления по адресу, извлеченному из таблицы, производить контроль совпадения именно этого адреса в обеих копиях таблицы.

#### **ПО исполнительных модулей БУ**

Модули коммутации токов (МКТ) не имеют процессора, построены на базе специализированных блоков. БМК обеспечивают взаимодействие с ЦПМ БУ по дублированному SPI. БМК выполняет команды ЦПМ следующих типов: включить/выключить, выполнить «кнопку», изменить длительность «кнопки» и сообщить состояние каналов и состояние счетчиков кнопок МКТ. Информация о состоянии МКТ хранится в нем постоянно, пока МКТ запитан, и это обстоятельство используется при инициализации ПО ЦПМ в случае переключения ЦПМ по внешним командам.

ПО процессорных модулей ОДС и АЦП обеспечивает отработку массивов-заданий в части устройств, подключенных к данному модулю (опрос, предварительная обработка и допусковый контроль). Кроме того, ПО контролирует работоспособность модулей (контроль внутренних эталонов) и при обнаружении

неработоспособности информирует об этом ЦПМ (который может переключить полукомплект модуля посредством МРП).

#### **ПО АРМ разработки, отладки и сопровождения ПО БУ**

Для программирования БУ разрабатывается специализированный язык высокого уровня, максимально ориентированный на выполнение задач управления электроавтоматикой и системами аппарата.

Входной язык, на котором определяются команды, ориентирован на максимальную понятность для человека. В нем должны использоваться мнемонические обозначения операций и обозначения исполнительных устройств, принятые в проектной документации на эти устройства.

Массивы-задания команд, которые будет обрабатывать БУ, должны быть интерпретируемыми массивами, ориентированными на максимальную простоту обработки. Например, операция в таком массиве может задаваться номерами подпрограммы в массиве адресов подпрограмм, а исполнительное устройство – аппаратным адресом для доступа к нему.

При переводе проблемно-ориентированного исходного вида команд в машинно-ориентированный вид массивов-заданий должны использоваться таблицы перевода, автоматически генерируемые из исходных файлов проектной документации на аппаратную часть. При таком подходе отслеживание коррекций, неизбежных на этапе проектирования и наземных испытаний, потребует минимума ручных действий, что снижает и риск некомплектного отслеживания, и риск внесения новых ошибок.

Задачи управления, разрабатываемые на этом языке, транслируются в формат последовательностей командных управляющих массивов-заданий в виде представления на внутреннем машинно-независимом языке, интерпретируемом программами функционирования БУ.

Массивы-задания состоят из фрагментов, относящихся к отдельным исполнительным модулям. Разбиение на фрагменты выполняет ПО подготовки. В каждом из фрагментов могут содержаться элементы, определяющие:

- выдачу на исполнительные устройства;
- контроль правильности выдачи;
- измерения, не связанные с контролем выдачи.

Вообще говоря, контроль выдачи может выполняться не тем модулем, который делает выдачу. Например, контроль включения чего-либо может требовать измерения изменения тока потребления от шин питания.

Результатом работы системы подготовки является база данных команд, которая будет храниться в ЦВС или поступать в ЦВС извне для ретрансляции в БУ. Для отработки конкретной команды ЦВС должна

извлечь соответствующий массив, включить в него динамические параметры, если это предусматривает логика команды, и отправить массив в БУ.

Способ хранения в ЦВС базы команд должен допустить внесение коррекций в существующие команды и добавление новых команд во время эксплуатации КА.

Последовательности управляющих массивов, попадая в ОЗУ центрального модуля БУ, исполняются программами функционирования БУ, представляющими собой интерпретаторы языка управляющих массивов, с встроенным глубоким диагностическим контролем достоверности управляющих массивов. По результатам исполнения на этом же внутреннем языке формируются квитанции исполнения с кодами завершения и значения измеренных в результате выполнения параметров аппарата для передачи в ЦВС при последующем обмене с ней.

Программы БУ, оттранслированные в вид управляющих массивов, могут существовать в следующих форматах.

1. Формат задач в виде загрузочных модулей, которые заранее прошиты в ПЗУ БУ и запускаются в работу специальными командами из других задач БУ или такими же командами, поступающими в виде управляющих массивов снаружи: по МКО из ЦВС, по внешним сигналам модуля ОДС, определенных как «инициативные сигналы», и по технологическому каналу из АРМ.

2. Формат задач, оформленный в виде МКПИ для БУ на внешнем носителе, готовых для передачи в БУ через аппаратуру радиопередачи командно-измерительной системы.

3. Формат задач, оформленный в виде МКПИ для БУ на внешнем носителе, готовых для передачи на борт из КПА по технологическому каналу связи с БУ, при проведении электрических испытаний.

4. Формат согласованной базы данных на исходном языке программирования центральной вычислительной системы, предназначенной для компоновки в загрузочный модуль ЦВС.

В состав ПО АРМ разработки, отладки и сопровождения ПО БУ входят:

1. ПО кросс-средств разработки программ для процессоров БУ (ЦПМ, АЦП, ОДС) на языках ассемблер, Си и т.п.;

2. ПО начальной загрузки БУ по технологическому каналу связи;

3. ПО начальной загрузки БУ по МКО;

4. ПО баз данных электрических соединений аппарата;

5. ПО подготовки файлов программ на исходном языке БУ;

6. ПО трансляции с исходного языка в вид последовательностей управляющих массивов для всех приведенных выше форматов программ БУ;

7. ПО эмулятора и отладчика программ на исходном языке БУ;

8. ПО имитатора ЦВС с функциями отладчика БУ по МКО;

9. ПО отладчика БУ по технологическому каналу;

10. ПО контрольной задачи БУ;

11. ПО обработки цифровых и аналоговых ТМ-параметров и квитанций БУ;

12. ПО взаимодействия с КПА комплексных испытаний для управления работой АРМ и БУ при испытаниях.

Аппаратура АРМ БУ представляет собой персональный компьютер с портами типа Ethernet для связи с КПА комплексных испытаний аппарата, дополненный:

- устройствами ввода/вывода по двум МКО ГОСТ Р52070-2003 и технологическому каналу связи типа rs-422 для связи с БУ;
- устройствами вывода аналоговых сигналов «релейных команд» БУ;
- устройствами вывода аналоговых сигналов «инициативных» параметров БУ;
- устройствами ввода аналоговых сигналов ТМ-регистров БУ.

В состав АРМ также входят: кроссировочные жгуты, эталонные источники питания и эталонные резисторы для контрольной задачи БУ.

#### **ПО имитатора БУ**

ПО имитатора БУ имитирует со стороны БУ обмен по МКО с ЦВС и обеспечивает:

- работу по МКО в режиме оконечного устройства;
- прием управляющих массивов от ЦВС по МКО;
- контроль правильности управляющего массива (УМ);
- расчет времени выполнения УМ в БУ;
- ретрансляцию в исходный текстовый вид команд, скомпонованных в загрузочном модуле ЦВС с помощью базы данных команд БУ;
- протоколирование и отображение принятого УМ;
- формирование квитанции исполнения УМ положительной или отрицательной в зависимости от требований отладки, задаваемых оператором или пакетным файлом.

#### **заключение**

Предлагаемые концепции построения архитектуры аппаратуры и программного обеспечения блока управления обеспечивают:

- восстановление работоспособности за время менее 40 мс с сохранением при этом состояний управляющих ключей и самовосстановлением в ПО БУ динамических данных о ключах и параметрах КА, что дает возможность применения БУ для всех КА НПО им. С.А. Лавочкина;
- более низкие массу и объем по сравнению с ранее использовавшимися на КА НПО им. С.А. Лавочкина блоками управления электроавтоматикой;
- максимальное упрощение схемотехники центрального процессорного модуля БУ, а именно использование двух одинаковых полукомплектов с переключением, один из которых всегда в выключенном состоянии;
- максимальное упрощение ПО ЦПМ БУ, одно и то же ПО для обоих полукомплектов ЦПМ;
- применение схем резервирования узлов и функциональных модулей БУ, позволяющих функционировать БУ в режимах «холодного» и «горячего» резервирования ФМ;
- применение схем резервирования элементов и узлов БУ, позволяющее аппаратно блокировать «враждебный» отказ при «холодном» резервировании ФМ и любой одиночный отказ при «горячем» резервировании;
- выполнение различных, порой противоречивых, требований по надежности управления и по энергопотреблению для различных участков миссии аппаратов.

Предлагаемые в концепции принципы разработки программного обеспечения БУ на машинно-независимом интерпретируемом языке позволят с минимальными затратами адаптировать программные заделы БУ на другие архитектуры процессоров, которые в настоящее время находятся в стадии разработки, и на все вновь разрабатываемые космические аппараты.

#### **список литературы**

*Мозговой Ю.В., Соколов А.С., Флоридов А.А.* Система электроавтоматики перспективных космических аппаратов // Сборник научн. трудов / Под общ. ред. С.Д. Куликова. Российская академия космонавтики им. К.Э. Циолковского. НПО им. С.А. Лавочкина. 2002. Вып. № 4. С. 57-62.

URL: <http://www.argon.ru/?q=node/15> (дата обращения: 28.12.2014).

URL: <http://www.mars-mokb.ru/product.php> (дата обращения: 28.12.2014).

*Статья поступила в редакцию 10.02.2015 г.*

## ТРЕБОВАНИЯ К МАТЕРИАЛАМ ДЛЯ ПУБЛИКАЦИИ В ЖУРНАЛЕ

1. К публикации в журнале «Вестник «НПО им. С.А. Лавочкина» принимаются статьи, отвечающие критериям ВАК РФ по научной новизне и апробации представленных результатов натурными экспериментами (испытаниями), летной эксплуатацией или патентами на изобретения (полезные модели).
  2. Статьи из других организаций направляются в адрес ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина» с сопроводительным письмом на имя генерального директора. К статье необходимо приложить оформленный акт экспертизы, заключение комиссии по экспортному контролю и рецензию.
  3. Между авторами статей и редакцией журнала заключается лицензионный договор о передаче неисключительных прав.
  4. Статья должна быть подписана всеми авторами. Объем статьи не должен превышать 15 страниц текста и 8 рисунков. Все страницы должны быть пронумерованы.
  5. Изложение материала должно быть ясным, логически выстроенным в следующей последовательности:
    - индекс УДК (слева);
    - инициалы и фамилии авторов, ученое звание и ученая степень каждого из авторов, должность, место работы (полное название организации, страна, город), контактная информация (e-mail), название статьи, краткая аннотация (5–7 строк), ключевые слова (5–6 слов) на русском языке и на английском языке;
    - основной текст;
    - список литературы.
  6. Рукопись статьи предоставляется в одном экземпляре, напечатанном на принтере на одной стороне стандартного листа формата **A4**.
  7. Набирать текст необходимо в **MS Word 2003**, используя стандартные шрифты **Times New Roman**, размер – **14**, интервал – **полтора**. Поля со всех сторон – **25 мм**.
  8. Для набора формул следует использовать встроенный редактор формул **Microsoft Equation 3.0**. Формулы набираются **латинским** алфавитом, размер шрифта **11**. Нумеруются только те формулы, на которые есть ссылки в тексте.
  9. Все используемые буквенные обозначения и аббревиатуры должны быть расшифрованы. Размерность величин должна соответствовать системе СИ.
  10. Элементы списка литературы должны содержать фамилии и инициалы авторов, полное название работы. Для книг указывается место издания, издательство, год издания, количество страниц. Для статей – название журнала или сборника, год выпуска, том, номер, номера первой и последней страниц.
  11. Рисунки и графики оформляются в **цветном** изображении, должны быть четкими и не требовать перерисовки. Шрифт текста в иллюстративном материале **Arial Reg**, со **строчных букв** (кроме названий и имен).
  12. Таблицы должны быть пронумерованы, иметь краткое наименование, межстрочный интервал в наименовании таблицы одинарный, выравнивание по ширине страницы. Текст в таблице печатается со строчных букв, без полужирного начертания.
  13. К статье следует приложить диск с файлами:
    - сформированной статьи;
    - рисунков, графиков (выполняются в форматах **jpeg** или **tiff** с разрешением не менее 300 dpi и размером не более формата A4);
    - фотографий авторов (размер фотографий не менее 10×15);
    - сведений об авторах.
- В сведениях об авторах следует сообщить: ФИО (полностью), ученое звание, ученую степень, аспирант или соискатель ученой степени, домашний и рабочий телефоны (с кодом города), мобильный (предпочтительней), адрес электронной почты.

Консультации по правильному оформлению подаваемых материалов Вы можете получить у сотрудников редакции по тел.: 8 (495) 575-55-63.

---

### издатель

ОРДЕНА ЛЕНИНА, ДВАЖДЫ ОРДЕНОВ ТРУДОВОГО КРАСНОГО ЗНАМЕНИ  
**ФГУП «НПО имени С.А. ЛАВОЧКИНА»**

редактор В.В. Ефанов

технический редактор А.В. Савченко

корректоры М.С. Винниченко, Н.В. Пригородова

верстка А.Ю. Титова

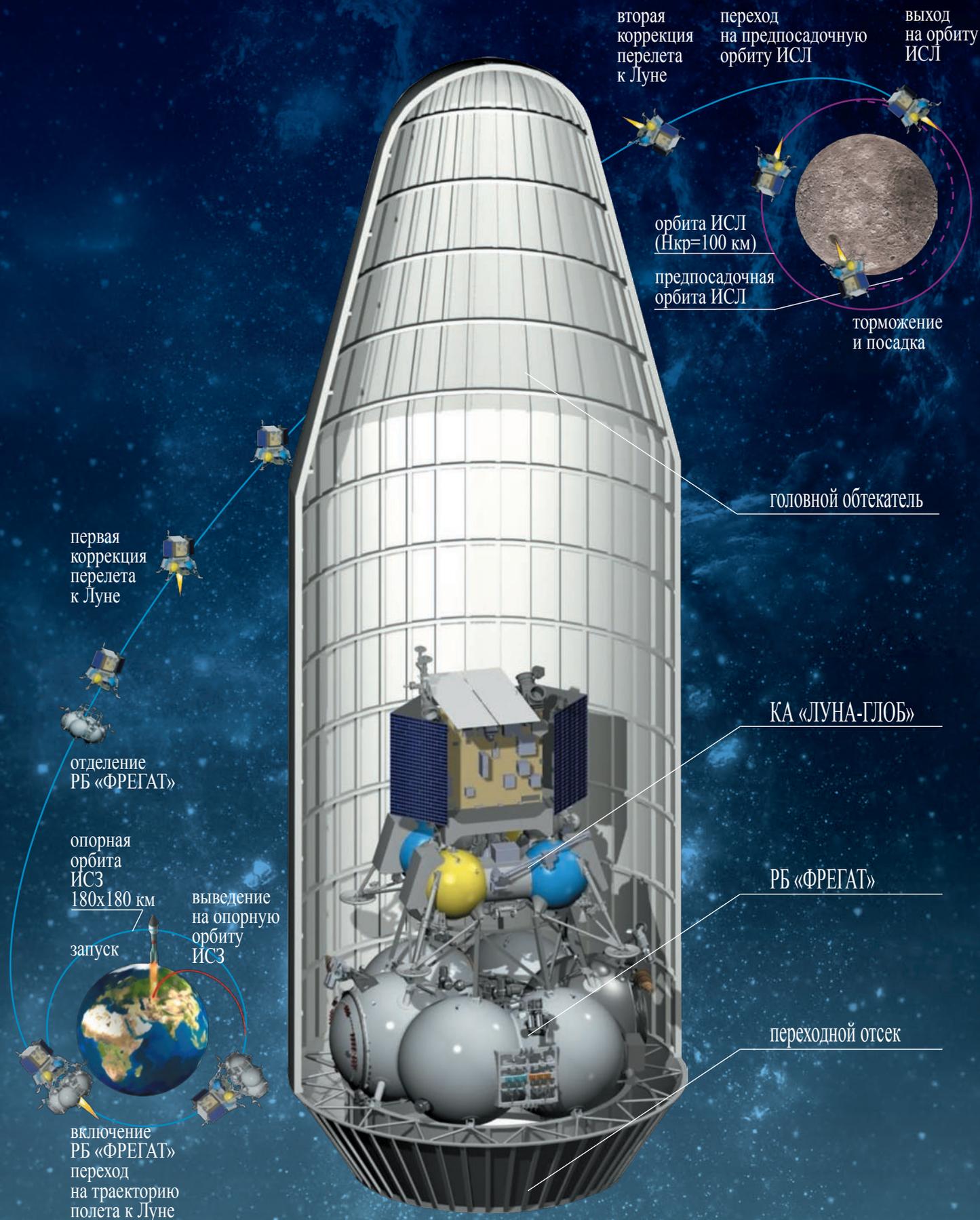
художественное оформление журнала, обложек, оригинал-макета –  
«НПОЛ – ГРАФИК ДИЗАЙН»

подписано в печать 20.05.2015. формат 60×84/8.

бумага офсетная. печать офсетная. объем 13 печ. л. тираж 600 экз.

отпечатано с готового оригинал-макета в типографии ООО «Трек принт»

ул. Юровская, д. 92, оф. 1, г. Москва, 125466



## ЛУНА-25

- отработка новых ключевых технологий создания перспективных межпланетных автоматических станций, обеспечения безопасности посадки и эффективного функционирования на поверхности;
- проведение научных исследований.



Основные научные задачи:

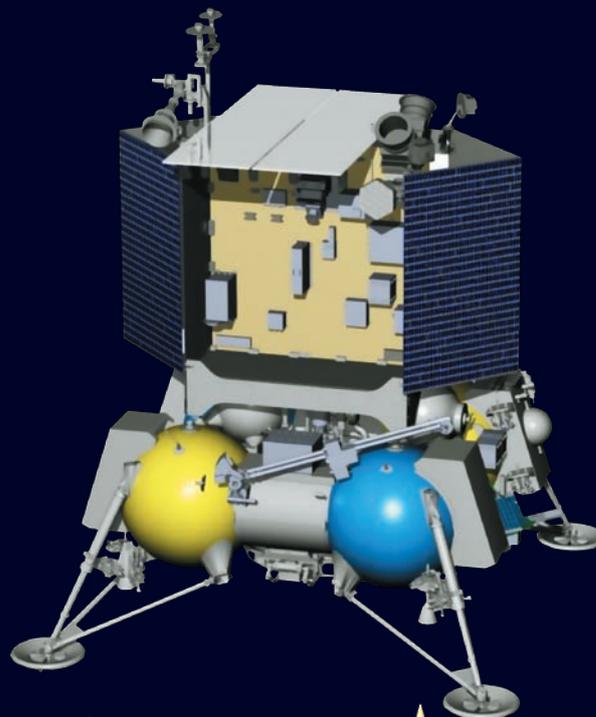
- изучение внутреннего строения и разведка природных ресурсов в районе Южного полюса Луны;
- исследование космических лучей и нейтрино ультравысоких энергий;
- картографирование минералогического состава и распределения водяного льда на поверхности;
- исследование структуры подповерхностных слоев;
- топографирование поверхности;
- исследование экзосферы, плазменного окружения Луны и процессов взаимодействия плазмы с поверхностью.

**2018**

**ЛУНА-25**

**ЛУНА-ГЛОБ**

масса КА – 1540 кг  
масса стационарной научной станции – 130 кг

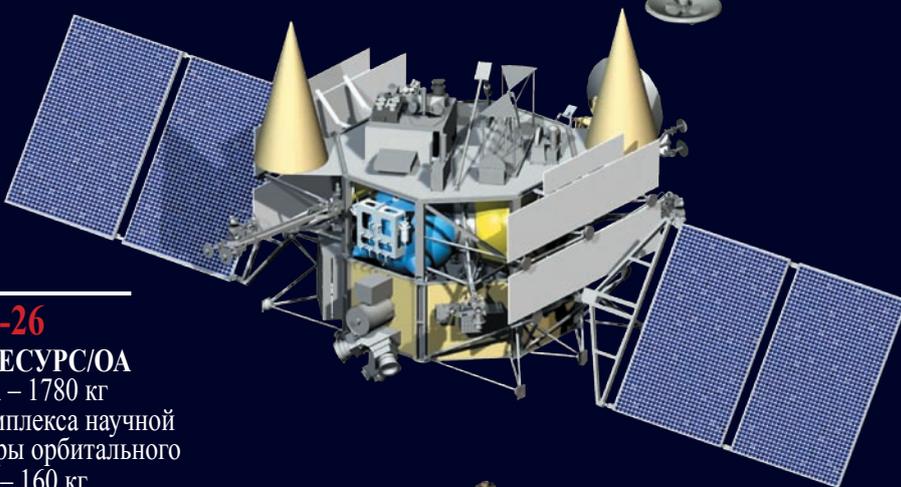


**2019**

**ЛУНА-26**

**ЛУНА-РЕСУРС/ОА**

масса КА – 1780 кг  
масса комплекса научной аппаратуры орбитального аппарата – 160 кг



**2020**

**ЛУНА-27**

**ЛУНА-РЕСУРС/ПА**

масса КА – 2200 кг  
масса стационарной научной станции с грунтозаборным устройством – 130 кг

