

ТОМ 2, №3 (25)

ИЮЛЬ - СЕНТЯБРЬ 2018

ISSN 2618-7957

КОСМИЧЕСКИЕ АППАРАТЫ И ТЕХНОЛОГИИ

SPACECRAFTS &
TECHNOLOGIES



МКА «Можаяец»
Производитель: АО «ИСС»



Технологическая платформа

НИСС

Национальная Информационная
Спутниковая Система



НИСС

Деятельность технологической платформы «Национальная информационная спутниковая система» направлена на скоординированное решение комплекса образовательных, научных, технических, технологических и экономических проблем создания и использования перспективных космических систем и комплексов.

Стратегической целью технологической платформы «Национальная информационная спутниковая система» является разработка совокупности «прорывных» технологий для:

- радикального повышения показателей пользовательских свойств космических аппаратов новых поколений и доступности персональных пакетных космических услуг;
- значительного расширения присутствия на мировых рынках высокотехнологичной продукции и услуг в космической, телекоммуникационной и других некосмических отраслях экономики.

Журнал является официальным научным изданием технологической платформы «Национальная информационная спутниковая система».

Сайт ТП «НИСС»: tp.iss-reshetnev.ru

ISSN 2618-7957

КОСМИЧЕСКИЕ АППАРАТЫ И ТЕХНОЛОГИИ

SPACECRAFTS &
TECHNOLOGIES



Том 2

№ 3 (25)

июль – сентябрь 2018

Выходит один раз в три месяца

Красноярский край
Железногорск

2018

Космические аппараты и технологии

Главный редактор
Тестоедов Николай Алексеевич

чл.-кор. РАН, д-р техн. наук, председатель редакционного совета
(Железногорск)

Заместитель главного редактора
Халиманович Владимир Иванович
канд. физ.-мат. наук, профессор (Железногорск)

Ответственный секретарь
Хныкин Антон Владимирович
канд. техн. наук (Железногорск)

Редакционный совет
Аннин Борис Дмитриевич
академик РАН, д-р физ.-мат. наук (Новосибирск)

Попов Гарри Алексеевич
академик РАН, д-р техн. наук (Москва)

Шабанов Василий Филиппович
академик РАН, д-р физ.-мат. наук (Красноярск)

Васильев Валерий Витальевич
чл.-кор. РАН, д-р техн. наук (Хотьково)

Махутов Николай Андреевич
чл.-кор. РАН, д-р техн. наук (Москва)

Псахье Сергей Григорьевич
чл.-кор. РАН, д-р физ.-мат. наук (Томск)

Шайдуров Владимир Викторович
чл.-кор. РАН, д-р физ.-мат. наук (Красноярск)

Чернявский Александр Григорьевич
(Королёв)

Гарин Евгений Николаевич
д-р техн. наук, профессор (Красноярск)

Медведский Александр Леонидович
д-р физ.-мат. наук (Жуковский)

Овчинников Сергей Геннадьевич
д-р физ.-мат. наук, профессор (Красноярск)

Панько Сергей Петрович
д-р техн. наук, профессор (Красноярск)

Пчеляков Олег Петрович
д-р физ.-мат. наук, профессор (Новосибирск)

Фатеев Юрий Леонидович
д-р техн. наук, профессор (Красноярск)

Хартов Виктор Владимирович
д-р техн. наук, профессор (Королёв)

Чеботарев Виктор Евдокимович
д-р техн. наук, профессор (Железногорск)

Редакционная коллегия
Головёнкин Евгений Николаевич

д-р техн. наук, профессор (Железногорск)

Двирный Валерий Васильевич

д-р техн. наук, профессор (Железногорск)

Ковель Анатолий Архипович

д-р техн. наук, профессор (Железногорск)

Косенко Виктор Евгеньевич

д-р техн. наук, профессор (Железногорск)

Лопатин Александр Витальевич

д-р техн. наук (Красноярск)

Охоткин Кирилл Германович

д-р физ.-мат. наук, доцент (Железногорск)

Пономарев Сергей Васильевич

д-р физ.-мат. наук (Томск)

Матвеев Станислав Алексеевич

канд. техн. наук (Санкт-Петербург)

Непомнящий Олег Владимирович

канд. техн. наук, доцент (Красноярск)

Смотров Андрей Васильевич

канд. техн. наук (Жуковский)

Сухотин Виталий Владимирович

канд. техн. наук, доцент (Красноярск)

Хартов Станислав Викторович

канд. техн. наук (Красноярск)

Фернандес Кабальеро Антонио

профессор (Альбасете, Испания)

Нинкович Деян

д-р техн. наук (Белград, Сербия)

Ежеквартальный научный журнал

Издается с января 2012 года

ISSN 2618-7957

Издатель и учредитель:
Ассоциация «Технологическая платформа
«Национальная информационная спутниковая система»

Журнал «Космические аппараты и технологии» – рецензируемый научный журнал технологической платформы «Национальная информационная спутниковая система». До 2018 года издавался под названием «Исследования наукограда».

Журнал зарегистрирован Федеральной службой по надзору в сфере связи, информационных технологий и массовых коммуникаций (свидетельство ПИ № ФС77-72862 от 22.05.2018 г.)
Импакт-фактор РИНЦ за 2017 г. – 0,181.

«Космические аппараты и технологии» публикуют оригинальные работы, обзорные статьи, очерки и обсуждения, охватывающие последние достижения в области космонавтики.

Тематические направления журнала:

- ракетно-космическая техника;
- новые материалы и технологии в космической технике;
- космическое приборостроение;
- космические услуги;
- инновации и экономика космической отрасли.

К публикации принимаются статьи, ранее нигде не опубликованные и не представленные к печати в других изданиях. Статьи, отбираемые для публикации в журнале, проходят закрытое (двойное слепое) рецензирование.

Все материалы размещаются в журнале на бесплатной основе.

Полнотекстовый доступ к электронной версии журнала возможен на сайтах www.elibrary.ru, scholar.google.com, www.cyberleninka.ru

Адрес редакции:
662972, Красноярский край,
ЗАТО г. Железногорск, ул. Ленина, 52
E-mail: isercit@gmail.com; <http://www.journal-niss.ru>

Адрес издателя:
662972, Красноярский край,
ЗАТО г. Железногорск, ул. Ленина, 52, корп. 4, ком. 224

Журнал распространяется по подписке через почтовые отделения (индекс 39491 по объединенному каталогу «Пресса России»).

Тираж 200 экз. Заказ 7018
Распространяется бесплатно

Отпечатано Библиотечно-издательским комплексом Сибирского федерального университета
660041, Красноярск, пр. Свободный, 82а
Тел. (391) 206-26-67; <http://bik.sfu-kras.ru>
E-mail: publishing_house@sfu-kras.ru

Spacecrafts & Technologies

Chief Editor

Testoyedov N. A.

Corresponding Member of RAS, Doctor of Engineering,
Chairman of Editorial Board

Deputy Chief Editor

Khalimanovich V. I.

PhD in Physics and Mathematics, Professor

Executive Secretary

Khnykin A. V.

PhD in Engineering

Editorial Board

Annin B. D.

Academician of RAS, Doctor of Physics and Mathematics (Russia)

Popov G. A.

Academician of RAS, Doctor of Engineering (Russia)

Shabanov V. Ph.

Academician of RAS, Doctor of Physics and Mathematics (Russia)

Vasiliev V. V.

Corresponding Member of RAS, Doctor of Engineering (Russia)

Makhutov N. A.

Corresponding Member of RAS, Doctor of Engineering (Russia)

Psakhi S. G.

Corresponding Member of RAS, Doctor of Physics and Mathematics (Russia)

Shaidurov V. V.

Corresponding Member of RAS, Doctor of Physics and Mathematics (Russia)

Cherniavsky A. G.

(Russia)

Chebotarev V. E.

Doctor of Engineering, Professor (Russia)

Fateev Yu. L.

Doctor of Engineering, Professor (Russia)

Garin E. N.

Doctor of Engineering, Professor (Russia)

Khartov V. V.

Doctor of Engineering, Professor (Russia)

Medvedtskiy A. L.

Doctor of Physics and Mathematics (Russia)

Ovchinnikov S. G.

Doctor of Physics and Mathematics, Professor (Russia)

Panko S. P.

Doctor of Engineering, Professor (Russia)

Pchelyakov O. P.

Doctor of Physics and Mathematics, Professor (Russia)

Editorial Staff

Dvirny V. V.

Doctor of Engineering, Professor (Russia)

Fernández-Caballero Antonio

Professor (Spain)

Golovenkin E. N.

Doctor of Engineering, Professor (Russia)

Khartov S. V.

PhD in Engineering (Russia)

Kosenko V. E.

Doctor of Engineering, Professor (Russia)

Kovel A. A.

Doctor of Engineering, Professor (Russia)

Lopatin A. V.

Doctor of Engineering (Russia)

Matveev S. A.

PhD in Engineering (Russia)

Nepomnyashy O. V.

PhD in Engineering, Associate Professor (Russia)

Ninković Dejan

Doctor of Engineering (Serbia)

Okhotkin K. G.

Doctor of Physics and Mathematics, Associate Professor (Russia)

Ponomarev S. V.

Doctor of Physics and Mathematics (Russia)

Smotrov A. V.

PhD in Engineering (Russia)

Sukhotin V. V.

PhD in Engineering, Associate Professor (Russia)

Scientific quarterly journal

Published since 2012

ISSN 2618-7957

Publisher and Founder:

Association «Technology Platform

«National Information Satellite System»

«Spacecrafts & Technologies» is peer-reviewed scientific journal of Technology Platform «National Information Satellite System». Until 2018 was published under the title «The Research of the Science City».

The journal is registered by the the Federal Service for Supervision of Communications, Information Technology and Mass Communications (PI certificate no. FS77-72862, May 22, 2018).

The journal publishes original papers, reviews articles, rapid communications and discussions covering recent advances in space.

The journal sections:

- Rocket and space equipment;
- New materials and technologies in space equipment;
- Space instrument engineering;
- Space Services;
- Innovation and economics of the space industry.

«Spacecrafts & Technologies» publishes only original research articles. All articles are peer reviewed by international experts. Both general and technical aspects of the submitted paper are reviewed before publication.

The publication of manuscripts is free of charge.

The journal is on open access on www.elibrary.ru, scholar.google.com, www.cyberleninka.ru

Free price

РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА

**О. П. Пчеляков, В. В. Блинов, А. И. Никифоров,
Л. В. Соколов, Л. Л. Зворыкин**
СОЗДАНИЕ ВЫСОКОВАКУУМНОЙ ЗОНЫ В
АЭРОДИНАМИЧЕСКОМ СЛЕДЕ ЗА ЗАЩИТНЫМ
ЭКРАНОМ В УСЛОВИЯХ ОРБИТАЛЬНОГО
ПОЛЕТА НА ВЫСОТАХ $H = 250 - 400$ КМ

**В. А. Бернс, В. Е. Левин, Д. А. Красноруцкий,
Д. А. Маринин, Е. П. Жуков, В. В. Маленкова,
П. А. Лакиза**
РАЗРАБОТКА РАСЧЕТНО-
ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОГО МЕТОДА
МОДАЛЬНОГО АНАЛИЗА КРУПНОГАБАРИТНЫХ
ТРАНСФОРМИРУЕМЫХ КОСМИЧЕСКИХ
КОНСТРУКЦИЙ

А. А. Хахленкова, А. В. Лопатин
ОБЗОР КОНСТРУКЦИЙ АДАПТЕРОВ
СОВРЕМЕННЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

В. С. Зарубин, В. Н. Зимин, Г. Н. Кувыркин
ТЕМПЕРАТУРНОЕ СОСТОЯНИЕ И ОЦЕНКА
ОТКЛОНЕНИЯ ФОРМЫ СФЕРИЧЕСКОЙ
ОБОЛОЧКИ КАЛИБРОВОЧНОГО
КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА НА ТЕНЕВОМ
УЧАСТКЕ ОКОЛОЗЕМНОЙ ОРБИТЫ

**НОВЫЕ МАТЕРИАЛЫ И ТЕХНОЛОГИИ
В КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКЕ**

**Н. И. Афанасьев, Н. И. Радишевская, О. К. Лепакова,
Н. И. Каракчиева, А. Ю. Назарова, В. Д. Китлер**
СВ-СИНТЕЗ TiB_2 - $MgAl_2O_4$ КОМПОЗИТОВ ДЛЯ
ЖАРОСТОЙКИХ ПОКРЫТИЙ

КОСМИЧЕСКОЕ ПРИБОРОСТРОЕНИЕ

А. А. Иваненко, И. А. Тамбасов, Н. П. Шестаков
МИКРОКОЛОРИМЕТР ДЛЯ ИЗМЕРЕНИЯ
КОЭФФИЦИЕНТА ИЗЛУЧЕНИЯ
ТОНКОПЛЕНЧНЫХ ВЫСОКООТРАЖАЮЩИХ
ОБРАЗЦОВ ПРИ КРИОГЕННЫХ ТЕМПЕРАТУРАХ

**В. В. Блинов, В. И. Машанов, А. И. Никифоров,
Д. Н. Придачин, Д. О. Пчеляков, О. П. Пчеляков,
Л. В. Соколов, В. П. Титов**
УСТАНОВКА ДЛЯ МОЛЕКУЛЯРНО-ЛУЧЕВОЙ
ЭПИТАКСИИ «КАТУНЬ-100»

**Н. Н. Лосев, В. В. Головков, Д. Г. Киндяков,
Р. О. Уланов, К. А. Трунов**
УНИВЕРСАЛЬНЫЙ СТЕНД СБОРКИ И
ИСПЫТАНИЙ АППАРАТУРЫ БОРТОВОГО
ИНФОРМАЦИОННО-НАВИГАЦИОННОГО
КОМПЛЕКСА КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА
«ГЛОНАСС-К2»

ROCKET AND SPACE EQUIPMENT

119 **O. P. Pchelyakov, V. V. Blinov, A. I. Nikiforov,
L. V. Sokolov, L. L. Zvorykin**
THE CREATION OF A HIGH VACUUM ZONE
IN THE AERODYNAMIC WAKE BEHIND A
PROTECTIVE SCREEN IN THE CONDITIONS OF
ORBITAL FLIGHT ON THE ALTITUDE
 $H = 250 - 400$ KM

125 **V. A. Berns, V. E. Levin, D. A. Krasnorutsky,
D. A. Marinin, E. P. Zhukov, V. V. Malenkova,
P. A. Lakiza**
DEVELOPMENT OF A CALCULATION AND
EXPERIMENTAL METHOD FOR MODAL
ANALYSIS OF LARGE TRANSFORMABLE SPACE
STRUCTURES

134 **A. A. Khakhlenkova, A. V. Lopatin**
OVERVIEW OF ADAPTER DESIGNS FOR MODERN
SPACECRAFTS

147 **V. S. Zarubin, V. N. Zimin, G. N. Kuvyrkin**
TEMPERATURE STATE AND ESTIMATION OF
DEVIATION IN THE SHAPE OF THE SPHERICAL
SHELL OF THE CALIBRATION SPACECRAFT IN
THE SHADOW SECTION OF THE NEAR-EARTH
ORBIT

**NEW MATERIALS AND TECHNOLOGIES
IN SPACE EQUIPMENT**

157 **N. I. Afanasyev, N. I. Radishevskaya, O. K. Lepakova,
A. Yu. Nazarova, W. D. Kitler**
SH-SYNTHESIS OF TiB_2 - $MgAl_2O_4$ COMPOSITES FOR
HEAT-RESISTANT COATINGS

SPACE INSTRUMENT ENGINEERING

165 **A. A. Ivanenko, I. A. Tambasov, N. P. Shestakov**
MICROCOLORIMETER FOR MEASURING THE
EMISSIVITY OF THIN FILM HIGH-REFLECTING
SAMPLES AT CRYOGENIC TEMPERATURES

170 **V. V. Blinov, V. I. Mashanov, A. I. Nikiforov,
D. N. Pridachin, D. O. Pchelyakov,
O. P. Pchelyakov, L. V. Sokolov, V. P. Titov**
PLANT FOR MOLECULAR BEAM EPITAXY
«KATUN-100»

175 **N. N. Losev, V. V. Golovkov, D. G. Kindyakov,
R. O. Ulanov, K. A. Trunov**
UNIVERSAL STAND FOR ONBOARD
INFORMATION AND NAVIGATION COMPLEX
ASSEMBLING AND TESTING EQUIPMENT OF
THE SPACECRAFT «GLONASS-K2»

СОЗДАНИЕ ВЫСОКОВАКУУМНОЙ ЗОНЫ В АЭРОДИНАМИЧЕСКОМ СЛЕДЕ ЗА ЗАЩИТНЫМ ЭКРАНОМ В УСЛОВИЯХ ОРБИТАЛЬНОГО ПОЛЕТА НА ВЫСОТАХ $H = 250 - 400$ КМ

О. П. Пчеляков¹, В. В. Блинов¹, А. И. Никифоров¹,
Л. В. Соколов¹, Л. Л. Зворыкин²

¹Институт физики полупроводников имени А. В. Ржанова СО РАН,
г. Новосибирск, Российская Федерация

²ПАО «Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С. П. Королёва»,
г. Королев, Московская область, Российская Федерация

На высотах орбитального полета при поперечном обтекании защитного экрана невозможным является набегаящим потоком в аэродинамическом следе за ним существует стабильная естественная область глубокого вакуума. В этой области «космического» вакуума достигаются уровни разрежения порядка $10^{-14} - 10^{-10}$ мм рт. ст. и ниже при почти полном отсутствии кислорода и углеродсодержащих компонент.

При проведении оценок достигаемых уровней разрежения предполагалось, что с рабочей («теневого») поверхности защитного экрана предварительно удалены сорбированные примеси, и скорости собственного газовыделения в зону следа соответствуют парциальному давлению порядка 10^{-14} мм рт. ст. Этот уровень газовыделения характерен для обезгаженных металлов, применяемых в сверхвысоковакуумной технике.

Результаты оценок также показали, что из окружающей среды в зону разрежения за защитным экраном преимущественно попадают «быстрые» молекулы He и H₂, скорости теплового движения которых существенно превышают орбитальную скорость полета, и их парциальные давления на высотах $H \approx 250 - 400$ км на пять-шесть порядков ниже по сравнению с указанным выше парциальным давлением молекул газовыделения. Настоящая статья посвящена разработке научных основ эксперимента в условиях орбитального полета международной космической станции и обоснованию целесообразности его проведения.

Ключевые слова: космическое материаловедение, молекулярно-лучевая эпитаксия, защитный экран, орбитальный полет, сверхвысокий вакуум.

Введение

Давление за защитным экраном (ЗЭ) при его автономном полете в верхней атмосфере должно зависеть только от степени обезгаженности «теневого» поверхности, и уровень разрежения за ЗЭ тогда может быть обеспечен на два-три порядка лучше предельного вакуума, достигаемого в высоковакуумных наземных технологических установках. Изменение параметров течения в аэродинамическом следе за ЗЭ показано на рис. 1, 2. На рис. 1 приведены расчетные положения изобар в поле течения, а на рис. 2 построено изменение

давления по оси течения с учетом собственного газовыделения с внутренней поверхности ЗЭ.

Как показывают расчеты, размеры и положение зоны высокого вакуума в аэродинамическом следе при $H = 250 - 400$ км слабо зависят от высоты полета (табл. 1). На этих же высотах значения параметров S_H и θ , характеризующие условные границы аэродинамического следа за ЗЭ, зависят в основном от уровня солнечной активности и обычно изменяются в пределах $S_H \approx 4-8$, и $\theta \approx 10^\circ-15^\circ$.

При поперечных размерах ЗЭ ~ 3 м технологическая зона в области глубокого «космического» вакуума условно представляет цилиндрическую область с диаметром порядка 0,7 м и с протяженностью от днища экрана $\sim 1,5$ м, т.е. вполне допускает размещение за ЗЭ технологи-

ческой, научной и контрольно-измерительной аппаратуры.

Область «космического» глубокого вакуума по сравнению с рабочими камерами наземных вакуумных установок обладает следующими характерными особенностями:

- продолжительность существования этой области определяется только длительностью орбитального полета;
- стабильность уровней разрежения, недостижимая в наземных условиях;
- открытость в полупространство.

Влияние собственной внешней атмосферы космических объектов

Однако при реализации рассматриваемого проекта в составе российского сегмента (РС) международной космической станции (МКС) в условиях орбитального полета необходимо учитывать собственную внешнюю атмосферу (СВА), образующуюся около этого объекта.

При проведении на борту орбитальной станции (ОС) «Салют» и орбитального комплекса (ОК) «Мир» астрофизических, геофизических, материаловедческих и технических экспериментов установлено, что около этих объектов образуется СВА, оказывающая негативное влияние на результаты измерений и на состояние измерительных приборов. СВА представляет собой комплексное динамическое образование, включающее в себя газовую, аэрозольную, и мелкодисперсную фазы. К основным источникам формирования СВА, в частности, относятся:

- десорбция и диффузия газов и паров, адсорбированных и абсорбированных материалами внешних покрытий;
- деструкция и испарение материалов внешних покрытий;
- газовые струи работающих двигателей, выбросы газов и паров при работе системы жизнеобеспечения;
- утечка газов из гермоотсеков;
- выбросы аэрозольных и дисперсных частиц при запуске и отсечке двигателей и через дренажные системы;
- выбросы дисперсных частиц при вибрации элементов конструкции и механических ударных воздействиях.

На станции «Салют-7» в эксперименте «Астра-1» [1] при масс-спектрометрических измерениях было зафиксировано присутствие в СВА следующих газов и паров, приведенных в табл. 2.

По наблюдениям экипажей космических кораблей «Союз», ОС «Салют» и ОК «Мир» первоначально дисперсная фаза СВА образуется после отделения выводимого на орбиту объекта от

последней ступени носителя, когда в поле зрения наблюдается значительное количество дисперсных частиц (по визуальным оценкам порядка нескольких тысяч с размерами $\sim 1-2$ мм). При различных механических воздействиях на элементы конструкции космических объектов (вибрации, операции стыковки и расстыковки) в СВА появляется множество дисперсных частиц, размеры которых по оценкам их яркости составляют от 0,1 мм до нескольких миллиметров.

Эти дисперсные частицы фиксируются, как правило, на расстояниях до 15 м от поверхности ОК [2]. Аэрозольные и дисперсные частицы, кроме того, могут представлять собой конденсаты и продукты неполного сгорания компонентов топлива при запусках и отсечках двигателей. Для импульсных двигателей длительность переходных процессов составляет до 50 % времени их работы, поэтому в продуктах выхлопа может находиться до половины массы используемого топлива.

В стационарном состоянии СВА, когда длительное время не производятся динамические операции (например, при гравитационной стабилизации), давление газовой фазы СВА у поверхности ОК составляет по расчётным оценкам $\sim 10^{-6} - 10^{-5}$ мм рт.ст. [1], что подтверждается данными натурных измерений при использовании датчика ДВЛС. По данным этих измерений также установлено, что давление в СВА на расстоянии 3 м от поверхности ОК составляет $10^{-7} - 10^{-6}$ мм рт. ст., а на расстояниях порядка 10 м от поверхности ОК не превышает значений порядка 10^{-7} мм рт. ст. [3].

При динамических операциях, когда работают двигательные установки, давление в СВА резко возрастает на 2-4 порядка по сравнению с фоновыми условиями, а затем релаксирует к исходному состоянию. Время релаксации возмущения давления определяется циклограммой работы двигателей, а также размерами участков поверхности элементов конструкции, попадающих в зону действия струй этих двигателей. Так, например, двигательные установки систем коррекции и ориентации ОК преимущественно работают в импульсном режиме, а направления истечения струй выбираются из условия допустимости силового и теплового воздействия на внешние поверхности элементов конструкции только периферийных зон этих струй. Через эти периферийные зоны протекает не более 2-3 % массы газов от общего расхода, и поэтому в этом случае время релаксации СВА к фоновому состоянию, как показывают натурные измерения, составляет от нескольких до десятков минут. При работе же двигателей систем стыковки и разделения воздействию струй двигательной установки (ДУ) подвергается значительная часть внешней по-

верхности космического объекта, и характерное время релаксации СВА к фоновому состоянию возрастает до десятков часов. В динамическом состоянии состав СВА определяется в основном продуктами выбросов из ДУ.

Эти обстоятельства указывают на необходимость применения специальных выносных устройств, обеспечивающих функционирование экспериментальной и измерительной аппаратуры за пределами СВА при проведении материаловедческих, технологических, астрофизических и геофизических исследований в составе РС МКС.

В процессе эксплуатации ОС «Салют» и ОК «Мир» проведено в общей сложности более 450 экспериментов по реализации базовых космических технологий, а также отработаны уникальные технологии по сборке и развертыванию в космосе экипажами ОС и ОК ферменных и пленочных крупногабаритных конструкций. Кроме того, отработаны методы и средства для проведения в открытом космосе регламентных и ремонтно-восстановительных работ по обслуживанию аппаратуры, по продлению ресурса ОК и его систем.

Этот имеющийся опыт позволил создать специализированную установку «Тюльпан», снабженную выносным устройством для обеспечения обтекания ЗЭ невозмущенным набегающим потоком на высотах орбитального полета [4; 5].

В частности, в качестве прототипа такого выносного устройства был использован задел, накопленный при создании и отработке раздвижных ферм типа «Опора».

Экспериментальная установка «Тюльпан» и перспективы ее использования

Установка «Тюльпан» разработана в Институте электросварки им. Е. О. Патона НАН Украины и РКК «Энергия» имени С. П. Королева при участии сотрудников Института физики полупроводников имени А. В. Ржанова Сибирского отделения РАН [6–9]. Эта установка представляет собой бортовой комплекс средств обеспечения сверхвысокого вакуума для РС МКС как новой технологической среды, не имеющей наземных аналогов. В состав основных узлов экспериментальной установки «Тюльпан» входят:

- многоразовое устройство выдвигания и складывания (МУВС);
- ЗЭ с поворотной платформой (ПП);
- платформа полезной нагрузки (ППН);
- платформа крепления;
- контрольно-измерительная и научная аппаратура (КИА и НА), устанавливаемая на ППН;
- силовые и информационные кабели.

Установка «Тюльпан» может быть использована в составе РС МКС или в составе автономного космического аппарата. Посадочное место для монтажа установки на внешней поверхности РС МКС выбирается из условия гарантированного выноса ЗЭ с КИА и НА в невозмущенный набегающий поток при полном раскрытии МУВС. Основные цели исследований, проводимых на установке «Тюльпан» в условиях полета РС МКС, заключаются в следующем:

- измерение параметров и определение структуры течения (состав, концентрации, уровни разрежения, наличие мелкодисперсных частиц и т. д.) в ближнем аэродинамическом следе за ЗЭ при поперечном обтекании;

- экспериментальное подтверждение возникновения в условиях орбитального полета высоковакуумной зоны в аэродинамическом следе за ЗЭ при поперечном обтекании (с уровнями вакуума $\sim 10^{-14} - 10^{-12}$ мм рт. ст. и с практически бесконечной скоростью откачки, недостижимых в наземных промышленных высоковакуумных установках);

- экспериментальное подтверждение принципиальной возможности использования этой зоны для реализации новых высоких технологий (например, выращивание полупроводниковых структур типа 3–5, 4–4 и 2–6 методом молекулярно-лучевой эпитаксии (МЛЭ), синтез которых требует уровней разрежения не менее 10^{-12} мм рт. ст.).

Проведение технологических исследований в области МЛЭ на установке «Тюльпан» на высотах орбитального полета позволяет использовать следующие преимущественные факторы орбитального полета:

1. Глубокий вакуум ($\sim 10^{-14} - 10^{-12}$ мм рт.ст.) и практически полное отсутствие кислорода и углеродсодержащих компонент в технологической зоне за ЗЭ. Полученные в таких условиях эпитаксиальные слои могут обладать рекордными характеристиками по чистоте и концентрации центров безызлучательной рекомбинации. Это экспериментально доказано в 1996 г. в программе США [10; 11].

2. Близкие к предельно возможным скорости и производительность откачки компонент рабочего молекулярного пучка, создающие уникальную возможность для сверхбыстрой смены химического состава газовой фазы в зоне роста на поверхности подложки. Указанные факторы позволяют получать гетеропереходы с идеально резкими профилями.

3. Практически полное отсутствие стенок рабочей камеры и возможность существенного уменьшения суммарной поверхности элементов технологической оснастки в зоне эпитаксиального роста. Это позволяет устранить накопление

ранее распыленных веществ (эффект «памяти») и их неконтролируемый перенос в пленку при последующем росте других материалов и сочетать получение разнородных материалов без традиционного переноса подложки из одной ростовой камеры в другую. Кроме того, также появляется возможность увеличить количество независимых индивидуальных источников молекулярных пучков и получать сверхрезкие гетеропереходы и границы раздела между эпитаксиальными слоями, а также формировать многослойные структуры, содержащие большое число разных по составу слоев.

4. Возможность значительного увеличения расстояния от подложки до источника молекулярного пучка. Этот фактор является основным параметром, определяющим однородность слоев по площади подложек, и играет особую роль при увеличении их диаметра.

5. Возможность использования токсичных летучих жидкостей и газов (гидриды, металлорганические соединения) в качестве исходных материалов для синтеза пленок без загрязнения окружающей среды. Эти соединения быстро рассеиваются до безопасных концентраций и легко разлагаются на безопасные компоненты под действием солнечного ионизирующего излучения.

Таблица 1

Положение изобары $p \approx 10^{-12}$ мм рт. ст. на оси аэродинамического следа

H [км]	250	300	350	400
$\tilde{x}_{гр} = x/R_{ЗЭ}$	1,058	1,078	1,115	1,135



Рис. 1. Уровни разрежения за ЗЭ при поперечном обтекании в условиях орбитального полета

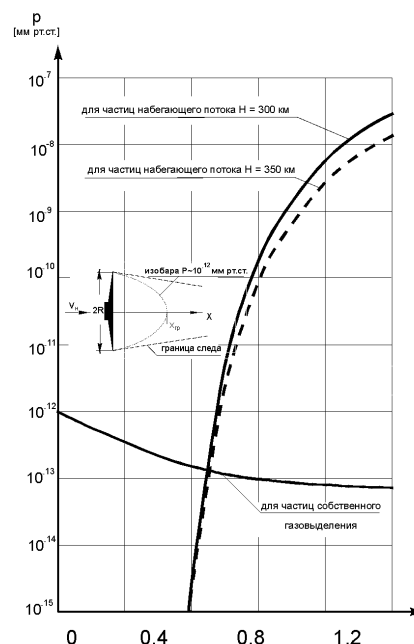


Рис. 2. Распределение давления по оси аэродинамического следа за ЗЭ при поперечном обтекании в условиях орбитального полета

Таблица 2

Состав газовой фазы СВА

М	Нейтралы	Ионы	М	Нейтралы	Ионы
2	H ₂ (ДУ)		28	N ₂ (ДУ, НП, УТ)	N ₂ ⁺ (ДУ, НП, УТ)
4	He (ДУ)		28	CO (ДУ)	
14	N (ДУ, НП)	N ⁺ (ДУ, НП)	30	NO (ДУ)	NO ⁺ (ДУ)
16	CH ₄ (ДУ)		32	O ₂ (НП)	O ₂ ⁺ (НП)
17	O (НП)	O ⁺ (НП)	40	Ar (НП)	
18	H ₂ O	H ₂ O ⁺	44	CO ₂	CO ₂ ⁺
19		H ₃ O ⁺ (ДУ)	103	Фреоны (21)	

Здесь M – массовое число составляющей газовой фазы; Γ , DU , NP и UT – соответствуют наименованиям источников СВА (газовыделение, двигательные установки, набегающий поток и утечки из отсеков и систем ОК). В табл. 2 отсутствуют данные по «тяжелым» компонентам из-за ограниченной разрешающей способности по массовым числам, использованной в эксперименте «Астра-1» масс-спектрометрической аппаратуры.

Заключение

Результаты исследований сибирских ученых показали, что развивать крупномасштабное производство наноструктурных высокоэффективных космических солнечных батарей в России чрезвычайно важно для обеспечения программ космических исследований и обороноспособности страны, для развития систем космической связи, информационных и информационно-управ-

ляющих систем. В настоящее время в Институте физики полупроводников имени А. В. Ржанова СО РАН в сотрудничестве с красноярскими учеными из Красноярского научного центра СО РАН и предприятия АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва» планируется создание оборудования МЛЭ для выращивания структур высокоэффективных преобразователей солнечного света в электричество. По заказу Роскосмоса разработан и прошел приемку эскизный проект установки для синтеза в условиях космического пространства нового материала для высокоэффективных солнечных батарей.

Перед нами стоит задача разработать отечественную импортонезависимую технологию и оборудование для создания солнечных элементов космических аппаратов и организовать их производство в Российской Федерации, для чего целесообразно дальнейшее развитие сверхвысоковокумной технологии МЛЭ.

Список литературы

1. Зворыкин Л. Л., Котов В. М., Крылов А. Н. Моделирование взаимодействия потока сильно разреженного газа с обтекаемой поверхностью / Труды X Всесоюзной конференции по динамике разреженных газов. М. Изд-во МЭИ. 1991. С. 31–39.
2. Pchelyakov O. P., Dvurechensky A. V., Latyshev A. V., Aseev A. L. Ge/Si heterostructures with coherent Ge quantum dots in silicon for applications in nanoelectronics // *Semiconductor Science and Technology*, 2011, vol. 26, no. 1, pp. 14–27. doi: 10.1088/0268-1242/26/1/014027
3. Климук П. И., Забелина И. А., Гоголев В. П. Визуальные наблюдения и загрязнения оптики в космосе. Л. Машиностроение. 1983.
4. Зворыкин Л. Л., Мишина Л. В., Пярнпуу А. А. Моделирование взаимодействия разреженного газа с твердой поверхностью / Препринт ВЦ АН СССР. М. 1988.
5. Mishina L. V., Krylov A. N., Pярнпуу А. А., Zvorykin L. L. Kinetic Modeling of Flows near Complex Form Bodies. *Rarefied Gas Dynamics*. New York, 1991, pp. 1391–1397.
6. Пчеляков О. П., Ольшанецкий Б. З., Гутаковский А. П. Эпитаксия гетероструктур на кремнии в условиях космоса (предложение на проведение исследований по программе РАН на ОК «Мир»). ИФП СО РАН, 1996.
7. Нусинов М. Д. Воздействие и моделирование космического вакуума. М. 1982.
8. Беляков И. Т., Борисов Ю. Д. Технология в космосе. М. 1974.
9. Валиев К., Орликовский А. Технологии СБИС. Основные тенденции развития // *Электроника. Наука. Технология. Бизнес*. 1996. № 5–6, С. 3–10.
10. Ignatiev A. The wake shield facility and space-based thin film science and technology // *Earth Space Review*, 1995, vol. 2, no. 2, pp. 10–17.
11. Ignatiev A., Freundlich A., Pchelyakov O., Nikiforov A., Sokolov L., Pridachin D., Blinov V. Molecular Beam Epitaxy in the Ultravacuum of Space: Present and Near Future // *From Research to Mass Production*, 2018, pp. 741–749. doi: 10.1016/B978-0-12-812136-8.00035-9

THE CREATION OF A HIGH VACUUM ZONE IN THE AERODYNAMIC WAKE BEHIND A PROTECTIVE SCREEN IN THE CONDITIONS OF ORBITAL FLIGHT ON THE ALTITUDE H = 250 – 400 KM

O. P. Pchelyakov¹, V. V. Blinov¹, A. I. Nikiforov¹,

L. V. Sokolov¹, L. L. Zvorykin²

¹Rzhanov Institute of Semiconductor Physics SB RAS, Novosibirsk, Russian Federation

²S. P. Korolev Rocket and Space Public Corporation Energia, Korolev, Russian Federation

At the heights of orbital flight at the transverse flow around the protective shield unperturbed oncoming flow in the aerodynamic wake behind it there is a stable natural region of high vacuum. In this area of the «space» vacuum the levels of vacuum of the order are reached 10^{-14} – 10^{-10} mm Mercury and below in the almost complete absence of oxygen and carbonaceous components.

When assessing the achieved levels of dilution, it was assumed that the working («shadow») protective shield surface pre-adsorbed impurities are removed, and the speed of its own gas in the area of the track does not exceed this level, which corresponds to a partial pressure of about 10^{-14} mm Mercury.

The results of the evaluations also showed that from the environment into the vacuum zone for protective shield mostly fall into the «fast» molecules of He and H₂, the thermal velocity which significantly exceed the orbital velocity of flight, and their partial pressure at altitudes of 250 – 400 km five to six orders of magnitude lower compared to the above-mentioned partial pressure of molecules of gas. This article is devoted to the development of the scientific basis of the experiment in the conditions of the orbital flight of the international space station and the justification of its feasibility.

Keywords: space materials science, molecular beam epitaxy, shield, orbital flight, ultrahigh vacuum.

References

- Zvorykin L. L., Kotov V. M., Krylov A. N. *Modelirovanie vzaimodejstviya potoka sil'no razrezhennogo gaza s obtekaemoj poverhnost'yu* [Simulation of the interaction of a stream of highly rarefied gas with a streamlined surface]. Moscow, MEI, 1991, pp. 31–39. (In Russian)
- Pchelyakov O. P., Dvurechensky A. V., Latyshev A. V., Aseev A. L. Ge/Si heterostructures with coherent Ge quantum dots in silicon for applications in nanoelectronics // *Semiconductor Science and Technology*, 2011, vol. 26, no. 1, pp. 14–27. doi: 10.1088/0268-1242/26/1/014027
- Klimuk P. I., Zabelina I. A., Gogolev V. P. *Vizual'nye nablyudeniya i zagryazneniya optiki v kosmose* [Visual observations and contamination of optics in space]. Mechanical Engineering, 1983. (In Russian)
- Zvorykin L. L., Mishina L. V., Pyarnpuu A. A. *Modelirovanie vzaimodejstviya razrezhennogo gaza s tverdoj poverhnost'yu* [Modeling the interaction of a rarefied gas with a solid surface]. Moscow, 1988. (In Russian)
- Mishina L. V., Krylov A. N., Pyarnpuu A. A., Zvorykin L. L. Kinetic Modeling of Flows near Complex Form Bodies. *Rarefied Gas Dynamics*. New York, 1991, pp. 1391–1397.
- Pchelyakov O. P., Olshanetsky B. Z., Gutakovsky A. P. *Epitaksiya geterostruktur na kremnii v usloviyah kosmosa (predlozhenie na provedenie issledovanij po programme RAN na OK «Mir»)* [Epitaxy of heterostructures on silicon in space conditions (proposal for research under the program of the Russian Academy of Sciences on the OK Mir)]. IPHS SB RAS, 1996. (In Russian)
- Nusinov M. D. *Vozdejstvie i modelirovanie kosmicheskogo vakuuma* [The Impact and Modeling of the Cosmic Vacuum]. Moscow, 1982. (In Russian)
- Beliakov I. T., Borisov Yu. D. *Tekhnologiya v kosmose* [Technology in space]. Moscow, 1974. (In Russian)
- Valiev K., Orlikovsky A. *Tekhnologii SBIS. Osnovnye tendencii razvitiya* [VLSI Technologies. Major development trends] // *Electronics. Science. Technology. Business*, 1996, no. 5–6, pp. 3–10. (In Russian)
- Ignatiev A. The wake shield facility and space-based thin film science and technology // *Earth Space Review*, 1995, vol. 2, no. 2, pp. 10–17.
- Ignatiev A., Freundlich A., Pchelyakov O., Nikiforov A., Sokolov L., Pridachin D., Blinov V. Molecular Beam Epitaxy in the Ultravacuum of Space: Present and Near Future // *From Research to Mass Production*, 2018, pp. 741–749. doi: 10.1016/B978-0-12-812136-8.00035-9

РАЗРАБОТКА РАСЧЕТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОГО МЕТОДА МОДАЛЬНОГО АНАЛИЗА КРУПНОГАБАРИТНЫХ ТРАНСФОРМИРУЕМЫХ КОСМИЧЕСКИХ КОНСТРУКЦИЙ

В. А. Бернс¹, В. Е. Левин², Д. А. Красноруцкий²,

Д. А. Маринин³, Е. П. Жуков¹,

В. В. Маленкова¹, П. А. Лакиза²

¹Сибирский научно-исследовательский институт авиации им. С. А. Чаплыгина,
г. Новосибирск, Российская Федерация

²Новосибирский государственный технический университет, г. Новосибирск, Российская Федерация

³АО «Информационные спутниковые системы» им. акад. М. Ф. Решетнёва,
г. Железногорск, Красноярский край, Российская Федерация

Разрабатываемый расчетно-экспериментальный метод модального анализа крупногабаритных трансформируемых космических конструкций заключается в разделении конструкции на составные части, проведении модальных испытаний этих частей, коррекции математических моделей составных частей по результатам испытаний, синтезе математических моделей составных частей для построения глобальной модели всей конструкции, определении динамических характеристик всей конструкции по глобальной математической модели. Изложен способ определения параметров собственных тонов колебаний составных частей конструкций в модальных испытаниях, обладающий низкой чувствительностью к погрешностям измерений и взаимному влиянию тонов с близкими собственными частотами. Эффективность этого способа проиллюстрирована результатами испытаний самолетов и агрегата космического аппарата. Для коррекции математических моделей составных частей матрицы жесткости и инерции подвергаются процедуре редуцирования. Глобальная математическая модель конструкции является результатом синтеза скорректированных редуцированных матриц инерции и жесткости составных частей. Целесообразность решения проблемы определения модальных характеристик трансформируемых космических конструкций по результатам испытаний составных частей объясняется их большими габаритами и сложностью в собранном виде. Кроме того, крупногабаритные космические конструкции имеют, как правило, низкие – до одной десятой доли герца – собственные частоты. Экспериментальный модальный анализ этих конструкций сопряжен с серьезными трудностями. В качестве примера реализации разрабатываемого метода приведены результаты модального анализа макета зонтичной антенны космического аппарата.

Ключевые слова: крупногабаритные трансформируемые космические конструкции, составные части конструкций, модальные испытания, математическая модель, коррекция математических моделей, синтез математических моделей, модальные характеристики.

Введение

Результаты экспериментального модального анализа (модальных испытаний): собственные частоты и формы, обобщенные массы и декременты собственных тонов колебаний являются исходны-

ми данными при верификации математических моделей космических конструкций [1]. Эти модели необходимы для обеспечения управляемости и оценки реакции на динамическое воздействие космических аппаратов. Модальные испытания крупногабаритных трансформируемых конструкций (КТК) сопряжены с определенными трудностями [2]. Отметим основные из них. Поскольку эти конструкции имеют большую протяженность, то для их испытаний необходимо помещение со-

© Бернс В. А., Левин В. Е., Красноруцкий Д. А., Маринин Д. А., Жуков Е. П., Маленкова В. В., Лакиза П. А., 2018

ответствующих размеров. Кроме того, для выделения собственных тонов колебаний (реализация режима фазового резонанса) протяженной конструкции необходима система возбуждения колебаний с большим числом силовозбудителей, управление которой является достаточно сложной задачей [3]. КТК не рассчитаны на эксплуатацию под воздействием гравитации, поэтому при проведении испытаний необходима многоканальная система компенсации веса, которая не должна искажать динамические характеристики объекта испытаний. Поскольку КТК имеют, как правило, низкие – до одной десятой доли герца – собственные частоты упругих колебаний, то к испытательному оборудованию предъявляются специальные требования. Так, например, затруднительны измерения колебаний датчиками ускорений, обычно используемыми в модальных испытаниях. Измерения же перемещений требуют базу для отсчета, что усложняет процесс испытаний. И, наконец, на модальные характеристики тонов колебаний с низкими частотами повышенное влияние оказывает воздушная среда [4].

Коррекция математических моделей составных частей КТК

Настоящая работа посвящена разработке расчетно-экспериментального метода определения характеристик собственных тонов колебаний КТК, представляющих собой совокупность отдельных составных частей, по результатам модальных испытаний этих составных частей. В соответствии с этим методом исходная конструкция делится на ряд составных частей, проводятся испытания этих частей, по результатам испытаний корректируются математические модели составных частей, в результате синтеза моделей составных частей создается глобальная модель всей конструкции, динамические характеристики всей конструкции определяются по глобальной математической модели. Расчетные математические модели составных частей КТК всегда разрабатываются на этапе проектирования, поэтому достоинствами такого подхода к решению задачи модального анализа являются то, что для модальных испытаний составных частей не требуются большие помещения, сложные многоканальные системы возбуждения и измерения колебаний, а также системы компенсации веса объектов испытаний. В испытаниях нет необходимости моделировать условия закрепления составных частей в испытательном стенде: любые граничные условия можно воспроизвести в математических моделях этих частей. Кроме того, частоты собственных колебаний составных частей достаточно высоки по сравнению с частотами полной конструкции, что

снижает влияние воздушной среды и позволяет использовать в испытаниях датчики ускорений.

Уравнения вынужденных колебаний составных частей КТК в процессе модальных испытаний запишем в виде

$$A\ddot{X} + H\dot{X} + CX = F. \quad (1)$$

Здесь A , C и H – матрицы инерции, жесткости и демпфирования; X – вектор перемещений точек объекта испытаний; F – вектор сил гармонического возбуждения колебаний. Для удобства дальнейшего изложения вектор X представим в комплексном виде $X = U + iV$, где i – мнимая единица. В этом случае U – действительная, а V – мнимая составляющая перемещений.

Будем полагать, что демпфирование колебаний составных частей по каждому собственному тону описывается обобщенным коэффициентом демпфирования, подбором сил возбуждения реализованы режимы фазовых резонансов, определены собственные частоты p_k и соответствующие им собственные векторы колебаний w_k , $k = 1, 2, \dots, N$ (N – число исследуемых собственных тонов) [5]. Представим вынужденные колебания составных частей КТК в виде совокупности собственных движений $X = Wg$ (W – матрица собственных векторов). Используя условия ортогональности собственных векторов

$$\begin{aligned} w_k^T A w_j &= 0, & w_k^T H w_j &= 0, \\ w_k^T C w_j &= 0, & k, j &= 1, 2, \dots, N, \quad k \neq j \end{aligned}$$

и в качестве обобщенной координаты g перемещение точки нормировки тона, запишем (1) для каждого тона колебаний в виде уравнения линейного осциллятора

$$a\ddot{g} + h\dot{g} + cg = Q.$$

Здесь a , c , h – обобщенная масса, жесткость и коэффициент демпфирования тона, подлежащие определению по результатам модальных испытаний; Q – обобщенная сила возбуждения колебаний.

В результатах модальных испытаний – параметрах собственных тонов колебаний – присутствуют, как правило, некоторые погрешности. Основными источниками этих погрешностей являются взаимное влияние собственных тонов колебаний конструкций и случайные погрешности измерения в эксперименте [6].

Следствием взаимного влияния тонов, которое не удается устранить многоканальной системой возбуждения, является появление вклада близкого по частоте тона в колебания объекта испытаний по исследуемому тону. Это приводит к смещению частоты фазового резонанса исследуе-

мого тона и к ошибкам в оценках его обобщенных характеристик [7; 8].

По сделанным в работе [9] оценкам, случайные погрешности измерения амплитуд колебаний в модальных испытаниях приводят к ошибкам в собственных частотах, на порядок меньшим, чем погрешности измерения амплитуд. Погрешности определения обобщенных коэффициентов демпфирования сопоставимы с погрешностями измерения амплитуд колебаний. Наименьшие погрешности определения обобщенных масс сопоставимы с погрешностями измерения колебаний, но область частот, где реализуется такая точность, зависит от величины ошибок измерений, числа сил возбуждения, уровня демпфирования в системе и не может быть указана заранее. Погрешности в обобщенных массах резко возрастают при определении их по отклику вблизи фазовых резонансов.

Рост погрешностей определения обобщенной массы вблизи собственной частоты является следствием уменьшения точности измерений действительной составляющей колебаний в этой

области частот, а также смещением частоты фазового резонанса из-за взаимного влияния тонов с близкими собственными частотами. Поэтому целесообразно построить алгоритм расчета обобщенной массы так, чтобы ошибки измерения действительной составляющей не оказывали прямого влияния на точность определения массы. Ниже изложен такой алгоритм [10].

Определим величины a, c, h из условия минимума отличия обобщенных сил Q_k , реализуемых в эксперименте, от сил Q_k^* , определяющих амплитуды колебаний осциллятора y_k , равные экспериментальным:

$$\min \sum_{k=1}^M (Q_k^2 - Q_k^{*2})^2. \quad (2)$$

Здесь $k = 1, 2, \dots, M, M \geq 3$ – число измерений амплитудно-частотной характеристики (АЧХ) в окрестности частоты фазового резонанса. Выполнение условия (2) приводит к следующей системе нелинейных уравнений:

$$\begin{cases} a^3 \sum_{k=1}^M y_k^4 \omega_k^8 - 3a^2 c \sum_{k=1}^M y_k^4 \omega_k^6 + a \sum_{k=1}^M [y_k^4 \omega_k^4 (3c^2 + h^2) - Q_k^2 y_k^2 \omega_k^4] + \\ + c \sum_{k=1}^M Q_k^2 y_k^2 \omega_k^2 - c^3 \sum_{k=1}^M y_k^4 \omega_k^2 - ch^2 \sum_{k=1}^M y_k^4 \omega_k^2 = 0, \\ a^3 \sum_{k=1}^M y_k^4 \omega_k^8 - 3a^2 c \sum_{k=1}^M y_k^4 \omega_k^6 + a \sum_{k=1}^M [y_k^4 \omega_k^4 (3c^2 + h^2) - Q_k^2 y_k^2 \omega_k^4] + \\ + c \sum_{k=1}^M Q_k^2 y_k^2 - c^3 \sum_{k=1}^M y_k^4 - ch^2 \sum_{k=1}^M y_k^4 = 0, \\ a^2 h \sum_{k=1}^M y_k^4 \omega_k^4 - 2ach \sum_{k=1}^M y_k^4 \omega_k^2 - h \sum_{k=1}^M Q_k^2 y_k^2 + c^2 h \sum_{k=1}^M y_k^4 + h^3 \sum_{k=1}^M y_k^4 = 0. \end{cases} \quad (3)$$

Единственное действительное решение системы (3) имеет вид:

$$a = b^{1/2} \quad (4)$$

$$c = -(bd_1 + d_3) / d_2 a \quad (5)$$

$$h = \left[\left(\sum_{k=1}^M Q_k^2 y_k^2 - c^2 \sum_{k=1}^M y_k^4 - a^2 \sum_{k=1}^M y_k^4 \omega_k^4 + 2ac \sum_{k=1}^M y_k^4 \omega_k^2 \right) / \sum_{k=1}^M y_k^4 \right]^{1/2}. \quad (6)$$

$$f_1 = \sum_{i,j=1}^M y_i^4 y_j^4 \omega_j^4 (\omega_j^4 - \omega_i^4),$$

$$d_1 = \sum_{i,j=1}^M y_i^4 y_j^4 \omega_i^4 (\omega_i^4 - \omega_j^4),$$

$$f_2 = \sum_{i,j=1}^M y_i^4 y_j^4 \omega_j^4 (\omega_j^2 - \omega_i^2),$$

$$d_2 = 2 \sum_{i,j=1}^M y_i^4 y_j^4 \omega_i^2 (\omega_j^2 - \omega_i^2),$$

$$f_3 = \sum_{i,j=1}^M y_i^2 y_j^2 \omega_i^4 (y_i^2 Q_j^2 - y_j^2 Q_i^2),$$

$$d_3 = \sum_{i,j=1}^M y_i^2 y_j^2 \omega_i^2 (y_i^2 Q_j^2 - y_j^2 Q_i^2),$$

$$b = (f_2 d_3 - f_3 d_2) / (f_1 d_2 - f_2 d_1).$$

Формулы (4) – (6) отвечают поставленному условию определения обобщенных характеристик тонов с исключением прямого влияния ошибок измерений действительной составляющей перемещений конструкции. Кроме того, используя решения (4) и (5), можно вычислить собственную частоту тона, которая уже была определена по частоте фазового резонанса. Это позволяет контролировать погрешности оценок обобщенных масс и жесткостей.

Оценки погрешности ε_a определения обобщенной массы при наличии случайных ошибок измерений амплитуд колебаний ε_y показали, что обобщенную массу можно вычислить с высокой точностью даже при высоком декременте колебаний и больших погрешностях измерения перемещений, если учесть в расчете достаточное число точек АЧХ. Так, при $\varepsilon_y = 10\%$ и $M \geq 20$ величина $\varepsilon_a \leq 2,5\%$. Кроме того, результаты определения модальных параметров по (4) и (5) обладают низкой чувствительностью к взаимному влиянию тонов, если различия собственных частот этих тонов превышают $\pm 8\%$.

В табл. 1 приведены погрешности оценок собственных частот колебаний (частот фазовых резонансов) через обобщенные характеристики, рассчитанные по (4) и (5) для ряда изделий. Номера тонов в таблице являются условными, потому что они не совпадают с порядковыми номерами собственных тонов колебаний. В таблице ЭНА – электронасосный агрегат космического аппарата, ДПМ – динамически подобная модель самолета Ту-334, Су-30 и Як-152 – натурные самолеты.

Таблица 1
Погрешности оценок собственных частот колебаний

Условный № тона	Погрешности частот Δp , %			
	ДПМ	Су-30	Як-152	ЭНА
1	0,06	0,41	0,9	0,08
2	0,05	0,27	0,5	0,08
3	0,26	0,11	0,57	0,19
4	0,04	0,22	0,03	0,00
5	0,24	0,42	0,59	–
6	–	0,80	0,80	–

Как следует из представленных результатов, обобщенные массы и жесткости построенных линейных осцилляторов искажают соответствующие собственные частоты не более чем на 1 %.

К синтезу сложных конечно-элементных моделей с предварительной коррекцией составных частей существуют два основных подхода. Первый подход реализуется следующей последовательностью действий: коррекция моделей составных частей по результатам модальных испытаний, синтез единой модели из скорректированных моделей составляющих её частей. Второй подход отличается от первого наличием этапа редуцирования моделей (существенного сокращения количества степеней свободы) перед коррекцией. Такой подход призван значительно упростить процедуру коррекции снижением вычислительных затрат, но имеет определенные недостатки, что ограничивает область его применения.

В настоящей работе опробован второй подход к синтезу сложных моделей с предварительной коррекцией редуцированных моделей составных частей. В результате проведенных исследований, частично представленных в данной статье, было принято решение для дальнейших исследований использовать подход без процедуры редуцирования.

Методы коррекции математических моделей могут быть разделены на одношаговые и итерационные [11]. Одношаговые методы, которые также называют глобальными методами, напрямую модифицирует глобальные матрицы масс и жесткостей. Для использования этих методов необходимо чтобы матрицы были симметричными, положительно определенными и не обладали разреженной структурой. Кроме того, эти методы не позволяют модифицировать матрицы масс и жесткости конструкций после синтезирования.

Итерационные (локальные) методы изменяют параметры конечно-элементной модели так, что глобальные матрицы, описывающие её физические свойства, сохраняют внутренние физические взаимосвязи [12–15]. Подход, основанный на создании матрицы чувствительности (sensitivity-based model updating), является наиболее успешным представителем этого класса методов. Он применяется и в решении задач оптимизации, при которой различия между конечно-элементной моделью и реальной конструкцией минимизируются. Так, в качестве целевой функции может быть выбрано среднеквадратическое отклонение собственных частот и форм математической модели от частот и форм, полученных в эксперименте.

Синтез математических моделей составных частей КТК

Результатом динамического анализа конструкций обычно являются амплитудно-частотная характеристика или временной отклик на внешнее возбуждение [16–20]. Независимо от того, моделируются ли подструктуры во временной или ча-

стотной области, при стыковке подструктур должны выполняться следующие условия:

1) Совместность перемещений стыковочных степеней свободы.

2) Выполнение уравнений равновесия.

Наиболее распространенными методами синтеза, которые удовлетворяют описанным условиям, являются:

1) Выбор уникального набора степеней свободы, при котором обе подструктуры имеют одинаковый набор интерфейсных узлов, что приводит к автоматическому выполнению уравнений совместности перемещений и равновесия [21].

2) Выбор такой комбинации степеней свободы, при которой уравнения равновесия могут быть удовлетворены априори [22].

Отметим, что стыковка во временной области предполагает синтез по соответствующим степеням свободы матриц, описывающих физические свойства конструкций. Выбранные степени свободы должны однозначно определять поведение результирующей конструкции [23]. Учет физических свойств закрепления конструкций может быть достигнут с использованием весовых функций соединения узлов [24].

Основные критерии, предъявляемые к методам редуцирования:

1) Физические перемещения должны быть сохранены в качестве обобщенных степеней свободы подструктур для облегчения дальнейшего синтезирования.

2) Интегральная инерционность и жесткость каждой из структур должна быть сохранена.

3) Метод должен быть вычислительно эффективным как по времени, так и по используемой памяти.

Наиболее полно описанным критериям удовлетворяет метод Хёртинга, который использует формы собственных колебаний свободной или закрепленной конструкции [25]. В этом методе при построении матрицы трансформации от полноразмерной модели к ее редуцированному аналогу используются формы собственных колебаний конструкции со свободными интерфейсными узлами. Кроме того в матрице трансформации могут быть учтены перемещения системы как жесткого целого:

$$T = \begin{bmatrix} I & 0 & 0 \\ -K_{ss}^{-1}K_{sm} & \Phi_{sr} & \hat{\Phi}_s \end{bmatrix},$$

$$\hat{\Phi}_s = \Phi_s + K_{ss}^{-1}K_{sm}\Phi_m, \quad \Phi_f = \begin{bmatrix} \Phi_m \\ \Phi_s \end{bmatrix},$$

где $\Phi_{sr} = -K_{ss}^{-1} [M_{sm} + M_{ss} (-K_{ss}^{-1}K_{sm})] \psi_{mr}$ – формы колебаний модели как жесткого целого, Φ_f

– формы колебаний при свободных узлах конденсации.

Вне зависимости от того, как получена матрица преобразования T , уравнения движения приводятся к виду:

$$\hat{M}\ddot{U} + \hat{K}U = \hat{F}, \quad \hat{K} = T^T K T,$$

$$\hat{M} = T^T M T, \quad \hat{F} = T^T F.$$

Пример реализации метода

В качестве тестовой конструкции был использован макет зонтичной антенны космического аппарата, представленный на рис. 1. Макет позволяет воспроизводить особенности реальной конструкции: лучи каркаса рефлектора имеют близкие собственные частоты, а несущая штанга является отъемной частью антенны. Габаритные размеры макета: длина штанги 2250 мм, диаметр каркаса рефлектора 3000 мм. Масса макета 116,27 кг. Задачей модального анализа макета являлось определение собственных частот трех низших тонов колебаний.



Рис. 1. Макет зонтичной антенны космического аппарата

Были разработаны конечно-элементные модели макета и его составных частей. Модель полной конструкции имела 15924 узлов, 14701 конечных элементов, 91740 уравнений. Модель зонтичного каркаса – 11686 узлов, 11355 конечных элементов, 70117 уравнений. Модель штанги – 5093 узла, 4185 конечных элементов, 26484 уравнения.

Модальные испытания макета антенны проводились в три этапа. На первом этапе испытывалась штанга, которая крепилась к силовой колонне. На втором этапе испытывался зонтичный каркас на упругой подвеске. Жесткость подвески была предварительно измерена и учтена при построении математической модели зонтичного каркаса. Третий этап – испытания собранного макета для проверки эффективности

разрабатываемого метода. Модели штанги и зонтичного каркаса редуцировались методом Хёртинга. После процедуры редуцирования математическая модель штанги имела 324 степени свободы, зонтичного каркаса – 498 степеней свободы.

Было опробовано несколько вариантов коррекции редуцированных моделей. Лучшим оказался следующий способ: обобщенные массы и жесткости корректируемого тона изменялись пропорционально коэффициентам $(1 - k)$ и $(1 + k)$ соответственно, где k определялось из равенства отношения обобщенных характеристик квадрату экспериментальной частоты p_i . Таким образом, для коррекции i -го тона использовались следующие формулы:

$$a_i^* = a_i(1 - k_i), \quad c_i^* = c_i(1 + k_i), \quad k_i = \frac{p_i^2 a_i - c_i}{p_i^2 a_i + c_i}.$$

Погрешности сохранения частот разными методами коррекции не позволяют на данном этапе сделать однозначный вывод об их эффективности. Для этого требуются дополнительные исследования. Синтез моделей производился по условиям равенства перемещений и углов поворота штанги и рефлектора в местах их стыковки. Корректированная синтезированная модель макета имела 822 степени свободы. В табл. 2 представлены собственные частоты трех низших

тонов колебаний макета, погрешности определения которых не превышают 1 %.

Таблица 2

Собственные частоты колебаний макета антенны

Полная конструкция. Частоты колебаний, Гц				
Расчетная модель	Синтезированная модель	Корректированная синтезированная модель	Эксперимент	Погрешность, %
2,166	2,409	2,402	2,42	0,74
12,127	12,306	12,048	12,00	0,40
50,588	50,704	49,177	49,00	0,36

Заключение

Несмотря на то, что полученные результаты иллюстрируют эффективность разработанного расчетно-экспериментального метода модального анализа, авторы не могут гарантировать его применимость с подобной эффективностью к конструкциям другого типа. Причиной является проблематичность корректной стыковки редуцированных математических моделей составных частей конструкций.

Список литературы

1. Межин В. С., Обухов В. В. Практика применения модальных испытаний для целей верификации конечно-элементных моделей конструкции изделий ракетно-космической техники // Космическая техника и технологии. 2014. № 1 (4). С. 86–91.
2. Зимин В. Н. Экспериментальное определение динамических характеристик крупногабаритных трансформируемых космических конструкций // Вестник МГТУ им. Н. Э. Баумана. Серия «Машиностроение». 2011. № 1. С. 47–56.
3. Бернс В. А., Лысенко Е. А. Проблемы экспериментального модального анализа при возбуждении конструкции ограниченным числом сил // Научный вестник НГТУ. 2013. №1 (50). С. 105–111.
4. Исследования влияния воздушной среды на динамические характеристики элемента солнечной батареи / В. А. Бернс, В. Н. Лушин, Д. А. Маринин, О. Д. Морозов, А. В. Долгополов // Научный вестник НГТУ. 2014. № 1 (54). С. 159–164.
5. Хейлен В., Ламменс С., Сас П. Модальный анализ: теория и испытания. М. : ООО «Новатест», 2010. 319 с.
6. Жаров Е. А., Смыслов В. И. Точность определения колебательных характеристик упругой конструкции при резонансных испытаниях с многоточечным возбуждением // Уч. записки ЦАГИ им. Н. Е. Жуковского. 1976. Т. 7, № 5. С. 88–97.
7. Бернс В. А. Погрешности определения характеристик собственных тонов при близких собственных частотах // Контроль, диагностика. 2011. № 3 (153). С. 12–16.
8. Бернс В. А. Оценка точности определения характеристик собственных тонов при наличии случайных ошибок в экспериментальных данных // Вестник СибГАУ. 2010. № 5 (31). С. 208–212.
9. Влияние системы упругого вывешивания на точность результатов модальных испытаний летательных аппаратов / В. А. Бернс, А. В. Долгополов, Е. П. Жуков, Д. А. Маринин // Вестник СГАУ им. С. П. Королева. 2016. Т. 15, № 1. С. 18–27.
10. Экспериментальный модальный анализ летательных аппаратов на основе монофазных колебаний / В. А. Бернс, Е. П. Жуков, Д. А. Маринин, В. В. Маленкова // Известия Самарского научного центра РАН.

2018. Т. 20, № 4. С. 43–54.

11. Jang J., Smyth A. Model updating of a full-scale FE model with nonlinear constraint equations and sensitivity-based cluster analysis for updating parameters // *Mechanical Systems and Signal Processing*, 2017, no. 83, pp. 337–355.
12. Bakir P., Reynders E., Roeck B. Sensitivity-based finite element model updating using constrained optimization with a trust region algorithm // *Journal of Sound and Vibration*, 2007, no. 305, pp. 211–225.
13. Element-by-element model updating of large-scale structures based on component mode synthesis method / J. Yu, Y. Xia, W. Lin, X. Zhou // *Journal of Sound and Vibration*, 2016, no. 362, pp. 72–84.
14. Sarsri D., Azrar L. Dynamic analysis of large structures with uncertain parameters based on coupling component mode synthesis and perturbation method // *Ain Shams Engineering Journal*, 2016, no. 7, pp. 371–381.
15. A model-updating approach based on the component mode synthesis method and perturbation analysis / T. Wang, H. He, W. Yan, G.P. Chen // *Journal of Sound and Vibration*, 2018, no. 433, pp. 349–365.
16. Analysis of dynamic characteristics of the rigid body/elastic body coupling of airbreathing hypersonic vehicles / Z. Dong, T. Shuo, Z. Qiang, W. Rong // *Aerospace Science and Technology*, 2016, no. 48, pp. 328–341.
17. Reduction and coupling of substructures via Gram-Schmidt Interface modes / G. Battiato, C. M. Furrone, T. M. Berruti, B. I. Epureanu // *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*, 2018, vol. 336, pp. 187–212.
18. Reducing the impact of measurement errors in FRF-based substructure decoupling using a modal model / P. Peeters, S. Manzato, T. Tamarozzi, W. Desmet // *Mechanical Systems and Signal Processing*, 2018, no. 99, pp. 384–402.
19. Neural-network-based sliding-mode control for multiple rigid-body attitude tracking with inertial information completely unknown / M. Xi, S. Fuchun, L. Hongbo, H. Bin // *Information Sciences*, 2017, no. 400, pp. 91–104.
20. Rigid body stiffness matrix for identification of inertia properties from output-only data / A. Malekjafarian, M. R. Ashory, M. M. Khatibi, M. Saberlatibari // *European Journal of Mechanics – A/Solids*, 2016, no. 59, pp. 85–94.
21. D'Ambrogio W., Fregolent F. Replacement of unobservable coupling DoFs in substructure decoupling // *Mechanical Systems and Signal Processing*, 2017, no. 95, pp. 380–396.
22. D'Ambrogio W., Fregolent F. Inverse dynamic substructuring using the direct hybrid assembly in the frequency domain // *Mechanical Systems and Signal Processing*, 2014, no. 45, pp. 360–377.
23. Allen M., Mayes R. Comparison of FRF and Modal Methods for Combining Experimental and Analytical Substructures // *Journal of Sound and Vibration*, 2008, pp. 310–324.
24. Allen M., Mayes R., Bergman E. Experimental modal substructuring to couple and uncouple substructures with flexible fixtures and multi-point connections // *Journal of Sound and Vibration*, 2010, no. 329, pp. 4891–4906.
25. Herting D. N. A general purpose, multi-stage, component modal synthesis method // *Finite Elements in Analysis and Design*, 1985, no. 1, pp. 153–164.

DEVELOPMENT OF A CALCULATION AND EXPERIMENTAL METHOD FOR MODAL ANALYSIS OF LARGE TRANSFORMABLE SPACE STRUCTURES

**V. A. Berns¹, V. E. Levin², D. A. Krasnorutsky², D. A. Marinin³,
E. P. Zhukov¹, V. V. Malenkova¹, P. A. Lakiza²**

¹*Siberian Aeronautical Research Institute named after S. A. Chaplygin, Novosibirsk, Russian Federation*

²*Novosibirsk State Technical University, Novosibirsk, Russian Federation*

³*JSC Academician M. F. Reshetnev Information Satellite Systems, Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, Russian Federation*

The developed calculation and experimental method for modal analysis of large transformable space structures consists in dividing the structure into component parts, modal testing of these parts, correction of mathematical models of component parts based on test results, synthesis of mathematical models of components for constructing a global model of the entire structure, determination of the dynamic characteristics of the entire structure by the global mathematical model. The method for determining the parameters of the structures component parts eigentones in modal tests is described, which has a low sensitivity to measurement errors and the mutual influence of tones with close eigenfrequencies. The effectiveness of this method is illustrated by the results of testing of aircrafts and the spacecraft unit. To correct the mathematical models of the components, the stiffness and inertia matrices undergo a reduction procedure. The structure global mathematical model is the result of the synthesis of the corrected reduced inertia and stiffness matrices of the component parts. It is reasonable to solve the problem of determining the modal characteristics of the transformable space structures by the results of the components testing, owing to

their large dimensions and complexity in the assembled form. In addition, large space structures have, as a rule, low eigenfrequencies – up to a tenth of a hertz. Experimental modal analysis of such structures comes with serious difficulties. As an implementation example of the method being developed, the results of the modal analysis of the spacecraft umbrella antenna model are presented.

Keywords: large transformable space structures, structure component parts, modal tests, mathematical model, correction of mathematical models, synthesis of mathematical models, modal characteristics.

References

1. Mezhin V. S., Obukhov V. V. *Praktika primeneniya modal'nykh ispytaniy dlya selei verifikatsii konechno-elementnykh modelei konstruksii izdelii raketno-kosmicheskoi tekhniki* [The practice of using modal test to verify finite element models of rocket and space hardware]. *Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii* [Space engineering and technology], 2014, no. 1, pp. 86–91. (In Russian)
2. Zimin V. N. *Eksperimental'noe opredelenie dinamicheskikh kharakteristik krupnogabaritnykh transformiruemykh kosmicheskikh konstruksiy* [Experimental dynamic characteristic determination of large transformable constructions of spacecraft]. *Vestnik MGTU im. N. E. Baumana. Serya Mashinostroenie* [Herald of the Bauman Moscow state technical university. Series: Mechanical engineering], 2011, no. 1, pp. 47–56. (In Russian)
3. Berns V. A., Lysenko E. A. *Problemy eksperimental'nogo modal'nogo analiza pri vzbuzhdenii konstruksii ogranichennym chislom sil* [Problems of the experimental modal analysis of structures by limited number of excitation forces of vibration]. *Nauchnyy vestnik NGTU* [Science Bulletin of NSTU], 2013, no. 1 (50), pp. 105–111. (In Russian)
4. Berns V. A., Lushin V. N., Marinin D. A., Morozov O. D., Dolgopopolov A. V. *Issledovaniya vliyaniya vozdushnoy sredy na dinamicheskie kharakteristiki elementa solnechnoy batarei* [Researches of the air influence on dynamic characteristics of the solar battery element]. *Nauchnyy vestnik NGTU* [Science Bulletin of NSTU], 2014, no. 1 (54), pp. 159–164. (In Russian)
5. Heylen W., Lammens S., Sas P. *Modal'nyi analiz teoriya i ispytaniya* [Modal Analysis Theory and Testing]. ООО «Novatest», 2010, 319 p. (In Russian)
6. Zharov E. A., Smyslov V. I. *Tochnost' opredeleniya kolebatel'nykh kharakteristik uprugoy konstruksii pri rezonansnykh ispytaniyakh s mnogotochechnym vzbuzhdeniem* [The accuracy of determining the vibrational characteristics of the elastic structure when the resonant test with multi-point excitation]. *Uchenye zapiski TsAGI im. N. E. Zhukovskogo* [TsAGI Science Journal], 1976, vol. 7, no. 5, pp. 88–97. (In Russian)
7. Berns V. A. *Pogreshnosti opredeleniya kharakteristik sobstvennykh tonov pri blizkikh sobstvennykh chastotakh* [Errors in the Definition of Eigen Tones Characteristics in Close Natural Frequencies]. *Kontrol', diagnostika* [Testing, Diagnostics], 2011, no. 3 (153), pp. 12–16. (In Russian)
8. Berns V. A. *Otsenka tochnosti opredeleniya kharakteristik sobstvennykh tonov pri nalichii sluchaynykh oshibok v eksperimental'nykh dannykh* [Assessment of determination accuracy of eigentones characteristics in the presence of random errors in the experimental data]. *Vestnik SibGAU* [SibGAU Bulletin], 2010, no. 5 (31), pp. 208–212. (In Russian)
9. Berns V. A., Dolgopopolov A. V., Zhukov E. P., Marinin D. A. *Vliyanie sistemy uprugogo vyveshivaniya na tochnost' rezul'tatov modal'nykh ispytaniy letatel'nykh apparatov* [Influence of suspension system on the accuracy of the aircraft modal testing results] *Vestnik SGAU im. S. P. Koroleva* [Vestnik of the Samara state aerospace university], 2016, vol. 15, no. 1, pp. 18–27. (In Russian)
10. Berns V. A., Zhukov E. P., Marinin D. A., Malenkova V. V. *Eksperimental'nyy modal'nyy analiz letatel'nykh apparatov na osnove monofaznykh kolebaniy* [Experimental modal analysis of aircrafts on the basis of monophasic vibrations]. *Izvestiya Samarskogo nauchnogo tsentra RAN* [Izvestia of Samara Scientific Center of the Russian Academy of Sciences], 2018, vol. 20, no. 4, pp. 43–54. (In Russian)
11. Jang J., Smyth A. Model updating of a full-scale FE model with nonlinear constraint equations and sensitivity-based cluster analysis for updating parameters // *Mechanical Systems and Signal Processing*, 2017, no. 83, pp. 337–355.
12. Bakir P., Reynders E., Roeck B. Sensitivity-based finite element model updating using constrained optimization with a trust region algorithm // *Journal of Sound and Vibration*, 2007, no. 305, pp. 211–225.
13. Element-by-element model updating of large-scale structures based on component mode synthesis method / J. Yu, Y. Xia, W. Lin, X. Zhou // *Journal of Sound and Vibration*, 2016, no. 362, pp. 72–84.
14. Sarsri D., Azrar L. Dynamic analysis of large structures with uncertain parameters based on coupling component mode synthesis and perturbation method // *Ain Shams Engineering Journal*, 2016, no. 7, pp. 371–381.
15. A model-updating approach based on the component mode synthesis method and perturbation analysis / T. Wang, H. He, W. Yan, G.P. Chen // *Journal of Sound and Vibration*, 2018, no. 433, pp. 349–365.

16. Analysis of dynamic characteristics of the rigid body/elastic body coupling of airbreathing hypersonic vehicles / Z. Dong, T. Shuo, Z. Qiang, W. Rong // *Aerospace Science and Technology*, 2016, no. 48, pp. 328–341.
17. Reduction and coupling of substructures via Gram-Schmidt Interface modes / G. Battiato, C. M. Firrone, T. M. Berruti, B. I. Epureanu // *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*, 2018, vol. 336, pp. 187–212.
18. Reducing the impact of measurement errors in FRF-based substructure decoupling using a modal model / P. Peeters, S. Manzato, T. Tamarozzi, W. Desmet // *Mechanical Systems and Signal Processing*, 2018, no. 99, pp. 384–402.
19. Neural-network-based sliding-mode control for multiple rigid-body attitude tracking with inertial information completely unknown / M. Xi, S. Fuchun, L. Hongbo, H. Bin // *Information Sciences*, 2017, no. 400, pp. 91–104.
20. Rigid body stiffness matrix for identification of inertia properties from output-only data / A. Malekjafarian, M. R. Ashory, M. M. Khatibi, M. Saberlatibari // *European Journal of Mechanics – A/Solids*, 2016, no. 59, pp. 85–94.
21. D'Ambrogio W., Fregolent F. Replacement of unobservable coupling DoFs in substructure decoupling // *Mechanical Systems and Signal Processing*, 2017, no. 95, pp. 380–396.
22. D'Ambrogio W., Fregolent F. Inverse dynamic substructuring using the direct hybrid assembly in the frequency domain // *Mechanical Systems and Signal Processing*, 2014, no. 45, pp. 360–377.
23. Allen M., Mayes R. Comparison of FRF and Modal Methods for Combining Experimental and Analytical Substructures // *Journal of Sound and Vibration*, 2008, pp. 310–324.
24. Allen M., Mayes R., Bergman E. Experimental modal substructuring to couple and uncouple substructures with flexible fixtures and multi-point connections // *Journal of Sound and Vibration*, 2010, no. 329, pp. 4891–4906.
25. Herting D. N. A general purpose, multi-stage, component modal synthesis method // *Finite Elements in Analysis and Design*, 1985, no. 1, pp. 153–164.

ОБЗОР КОНСТРУКЦИЙ АДАПТЕРОВ СОВРЕМЕННЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ*

А. А. Хахленкова¹, А. В. Лопатин^{2, 3}

¹АО «Информационные спутниковые системы» им. акад. М. Ф. Решетнёва»,
г. Железногорск, Красноярский край, Российская Федерация

²Сибирский государственный университет науки и технологий им. акад. М. Ф. Решетнёва,
г. Красноярск, Российская Федерация

³Институт вычислительных технологий СО РАН, г. Красноярск, Российская Федерация

Техническим устройством, позволяющим осуществить конструкторскую и функциональную связь космического аппарата и ракеты-носителя, является адаптер. Это устройство воспринимает нагрузки, возникающие при наземной эксплуатации и транспортировании космического аппарата, а также при старте ракеты-носителя, поэтому оно должно обладать высокими жесткостью и прочностью. В России необходимая жесткость определяется разработчиком ракеты-носителя в виде требований к собственным частотам системы «КА + адаптер», закрепленной по стыку с ракетой-носителем. Иностранные производители космической техники накладывают ограничения на массу и положение центра масс космического аппарата, предлагая при этом готовые варианты адаптеров с необходимым интерфейсом.

Существуют различные конструктивные схемы адаптеров, при этом главной задачей каждой является обеспечение необходимой жесткости системы «КА + адаптер». В статье приведен обзор вариантов исполнения адаптера для одиночного запуска и различных зарубежных производителей космической техники. Подробно рассмотрены технология изготовления адаптеров, их несущая способность и габаритные размеры, способы соединения с космическим аппаратом. Приведены также способы группового запуска космических аппаратов и соответствующие им конструкции, дана оценка эффективности применения таких конструкций с точки зрения массы выводимого полезного груза.

Ключевые слова: адаптер космического аппарата, адаптер полезной нагрузки, групповой запуск космических аппаратов, полезная нагрузка.

Введение

Космические аппараты (КА) имеют различную форму и размеры, как правило, не позволяющие устанавливать их непосредственно на ракету-носитель (РН). Чтобы разместить КА на конкретной РН, необходимо либо спроектировать КА таким образом, чтобы он идеально подходил к РН, либо разработать переходную систему, которая обеспечит механический интерфейс между КА и РН. Такая переходная система называется адаптером. В стыке между адаптером и КА располагается устройство отделения (УО).

Адаптер КА – это техническое устройство, часть полезной нагрузки (ПН), предназначенное для конструкторской и функциональной связи космического аппарата с ракетой-носителем или разгонным блоком (РБ) [1]. Это устройство воспринимает нагрузки, возникающие при наземной эксплуатации и транспортировании КА, а также при старте ракеты-носителя, поэтому оно должно обладать высокими жесткостью и прочностью. Необходимая жесткость определяется разработчиком ракеты-носителя в виде требований к собственным частотам блока КА, закрепленного по стыку с РН [2–4]. Для различных средств выведения требования к боковой частоте колеблются в пределах от 8 до 12 Гц, к продольной частоте – от 25 Гц и выше. Существуют различные конструктивные схемы адаптеров, при этом главной задачей каждой является обеспечение необходимой жесткости системы «КА + адаптер». Адаптеры,

© Хахленкова А. А., Лопатин А. В., 2018

* Работа поддержана Министерством образования и науки Российской Федерации, уникальный идентификатор проекта RFMEFI57517X0144

служащие для соединения с РН нескольких КА, в зарубежной практике также называются диспенсерами.

1. Адаптеры космических аппаратов для одиночного запуска

В отечественной практике задача создания адаптера ложится на плечи разработчика КА, в то время как зарубежные производители предлагают решения, позволяющие установить на РН полезную нагрузку практически с любым интерфейсом. Для анализа адаптеров были отобраны разработки ведущих зарубежных и отечественных фирм: Arianespace, RUAG, United Launch Alliance, Airbus Defence & Space, SpaceX, АО «Информационные спутниковые системы» им. акад. М. Ф. Решетнёва», АО «Центральный научно-исследовательский институт специального машиностроения» и др.

1.1 Falcon 9

Компания SpaceX при использовании ракеты Falcon 9 предлагает потребителю два варианта адаптера (рис. 1): легкий для полезной нагрузки массой до 3,453 т и тяжелый для полезной нагрузки массой до 10,886 т [5]. При этом центр масс полезной нагрузки должен удовлетворять требованиям, представленным на рис. 2. SpaceX не опубликовала подробностей о материалах и габаритных размерах адаптера.



Рис 1. Адаптер полезной нагрузки РН Falcon 9

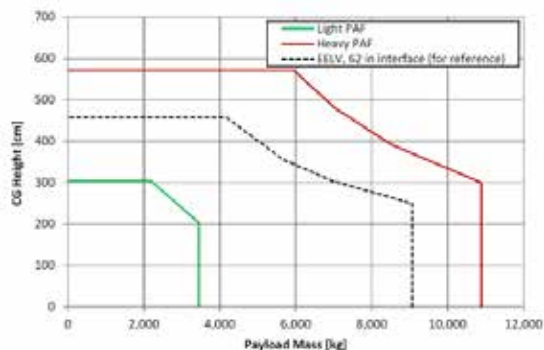


Рис 2. Требования разработчика РН Falcon 9 к полезной нагрузке

1.2 Delta II

РН Delta II имеет несколько различных адаптеров, которые используются с двух- и трехступенчатыми версиями ракет-носителей семейства Delta II [6]. Первые две цифры в наименовании адаптера обозначают стыковочный диаметр с ПН в дюймах; вторые две цифры означают его высоту (также в дюймах). Для запуска трехступенчатой версии РН существует четыре стандартных адаптера. Адаптер 3712 (рис. 3) имеет три конфигурации с различными верхними шпангоутами: 3712А, 3712В и 3712С. Масса каждой конфигурации – 45,4 кг. На рис. 4 показано допустимое для адаптера 3712 соотношение массы и положения центра масс КА от плоскости разделения.



Рис 3. Конструкция адаптера 3712

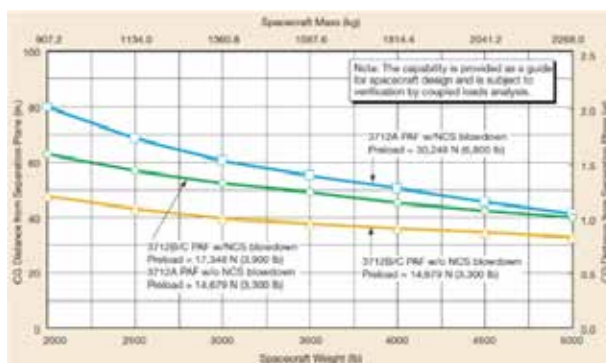


Рис 4. Несущая способность адаптера 3712

United Launch Alliance предлагает также несколько адаптеров для пуска двухступенчатой ракетой. На рис. 5 показан внешний вид адаптеров. В табл. 1 приведена их масса и несущая способность, а также основные размеры (d – верхний интерфейсный диаметр с КА, H – высота конструкции). Все адаптеры монолитные (за исключением 4717, состоящего из двух конических оболочек) и изготавливаются фрезерованием из алюминиевого сплава.

В табл. 1 не указан адаптер 3715С, который представляет собой коническую алюминиевую оболочку, подкрепленную стрингерами. Такой адаптер имеет высоту 390 мм и верхний диаметр 959 мм. Масса адаптера равна 86,2 кг. Адаптер 3715С устанавливается на верхний шпангоут вспомогательного интерфейсного кольца высотой 64 мм и затем на вторую ступень РН, либо исполь-

зуется в составе адаптера парной полезной нагрузки (рис. 6).

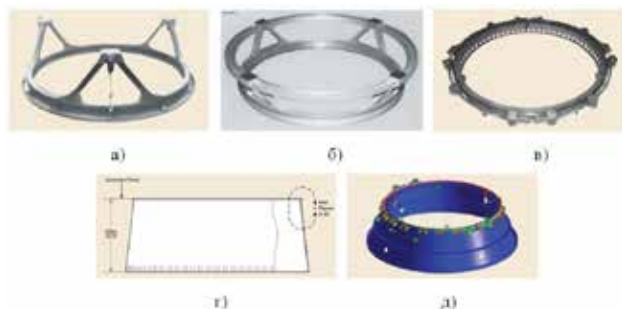


Рис 5. Адаптеры для двухступенчатой PH Delta II

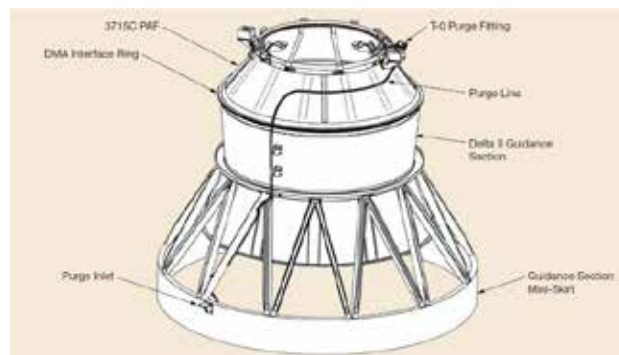


Рис 6. Конструкция адаптера 3715C в составе адаптера для парной полезной нагрузки

136

Таблица 1

Параметры адаптеров для PH Delta II

Обозначение на рис. 5 и название	d , мм	H , мм	Интерфейс с КА	Несущая способность	Масса, кг
а) 6915	1524	483	Три точки на окружности $\varnothing 1524$ мм	от 1800 кг при $X_{ц.м.} = 2,7$ м до 5000 кг при $X_{ц.м.} = 1,2$ м	70,3
б) 6915	1743	381	Четыре точки на окружности $\varnothing 1743$ мм	от 1800 кг при $X_{ц.м.} = 2,8$ м до 5000 кг при $X_{ц.м.} = 1,3$ м	93,0
в) 6306	1600	152	Устройство отделения типа «Clamp-band» $\varnothing 1600$ мм	от 1800 кг при $X_{ц.м.} = 3,1$ м до 5000 кг при $X_{ц.м.} = 1,6$ м	47,6
г) 5624	1422	610	Устройство отделения типа «Clamp-band» $\varnothing 1422,4$ мм	от 700 кг при $X_{ц.м.} = 2,3$ м до 3000 кг при $X_{ц.м.} = 1,2$ м	43,1
д) 4717	1215	418	Устройство отделения типа «Clamp-band» $\varnothing 1215$ мм	от 1400 кг при $X_{ц.м.} = 2,7$ м до 5000 кг при $X_{ц.м.} = 0,8$ м	81,6

1.3 Delta IV

Комплекс PH Delta IV (United Launch Alliance) предлагает набор из стандартных и модифицируемых адаптеров, позволяющих размещать ПН с различными характеристиками [7]. Адаптеры Delta IV спроектированы на основе конструкций, прошедших отработку и летные испытания в составе других PH Delta Program. Конструкция адаптеров комплекса PH Delta IV разработана исходя из требований минимальной массы при минимальном количестве деталей, и имеет следующие отличительные черты:

- для конической оболочки используется сэндвич-конструкция с оболочками из высокомо-

дульного углепластика и легким вспененным заполнителем;

- на каждом краю оболочки имеются цельные алюминиевые кольца для обеспечения интерфейса со второй ступенью РН и полезной нагрузкой;

- эффективное неразъемное клепаное соединение в стыке колец с конической оболочкой;

- в качестве перегородки между РБ и ПН, расположенной параллельно плоскости разделения, применяется мембранная сэндвич-конструкция с оболочками из высокомодульного углепластика и легким вспененным заполнителем.

РН Delta IV предлагает несколько адаптеров полезной нагрузки для использования с четырех- и пятиметровыми головными обтекателями

при одиночном запуске ПН (рис. 7). Обозначение каждого адаптера состоит из диаметра интерфейса с ПН (в миллиметрах); через тире указывается размер головного обтекателя (в метрах), с которым адаптер используется. В табл. 2 приведены масса и несущая способность адаптеров, а также основные размеры (d – верхний интерфейсный диаметр с КА, H – высота конструкции). По указанному в описании интерфейсу адаптер соединяется с системой отделения заказчика и/или с переходным кольцом. Указанная масса адаптеров включает в себя массу устройства отделения и кабельной сети.

Если основная ПН имеет небольшую массу и не занимает весь объем пространства под головным обтекателем, попутно с ней можно вывести на орбиту еще шесть небольших спутников. Для этого используется конструкция, называемая EELV Secondary Payload Adapter (ESPA), представляющая собой металлическое кольцо диаметром 1,5 м и высотой 61 см и имеющая по окружности 6 посадочных мест для попутной ПН (рис. 8). Разработанный U.S. Air Force и CSA Engineering адаптер ESPA устанавливается на верхний шпан-

гоут адаптера 1575-4/5, затем на ESPA устанавливается КА [8–10]. Адаптер ESPA имеет шесть окружностей диаметром 381 мм, к каждой из которых может присоединяться попутная ПН с массой до 181 кг и габаритами 61,0 см x 71,1 см x 96,5 см. Каждая попутная ПН отделяется только после разделения ESPA и основной ПН. Несущая способность адаптера ESPA показана на рис. 9.

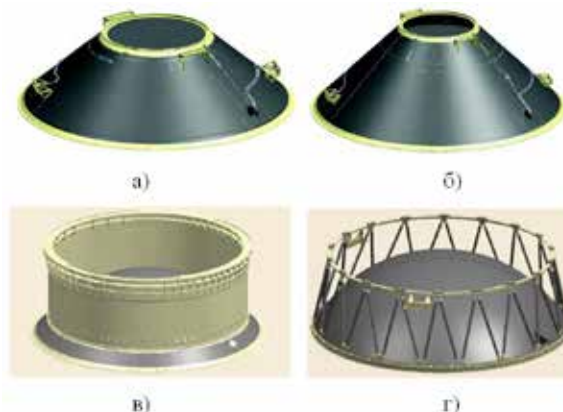


Рис. 7. Адаптеры комплекса РН Delta IV

Таблица 2

Параметры адаптеров для РН Delta IV

Обозначение на рис. 7 и название	d , мм	H , мм	Интерфейс с КА	Несущая способность	Масса, кг
а) 1575-4	1575	1105	Болтовое соединение в 120/121 точках на окружности $\varnothing 1575$ мм	от 4000 кг при $X_{ц.м.}=4,5$ м до 9000 кг при $X_{ц.м.}=2,5$ м	240
б) 6915	1575	1807	Болтовое соединение в 120/121 точках на окружности $\varnothing 1575$ мм	от 4000 кг при $X_{ц.м.}=4,5$ м до 9000 кг при $X_{ц.м.}=2,5$ м	480
в) 4293-5	4293	2041	Определяется из требований заказчика	Определяется анализом связанных нагрузок	1221
г) 4294-5	4294	1580	Болтовое соединение в 18 группах по 4 точки в каждой на окружности $\varnothing 4394$ мм	от 5750 кг при $X_{ц.м.}=7,5$ м до 8000 кг при $X_{ц.м.}=3,5$ м	385

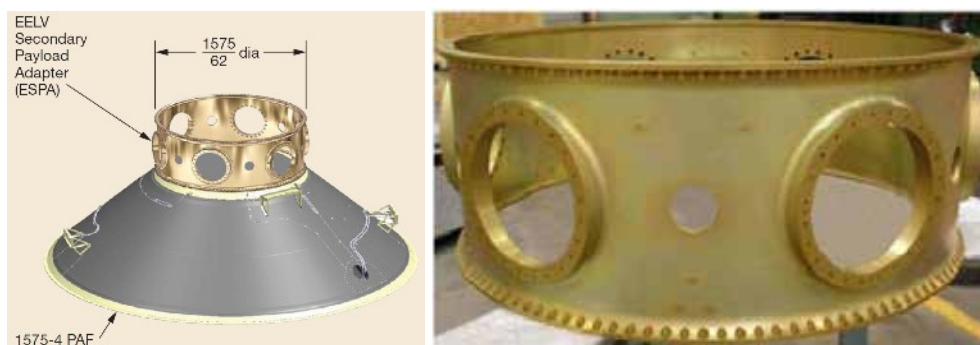


Рис. 8. Адаптер для шести малых КА ESPA

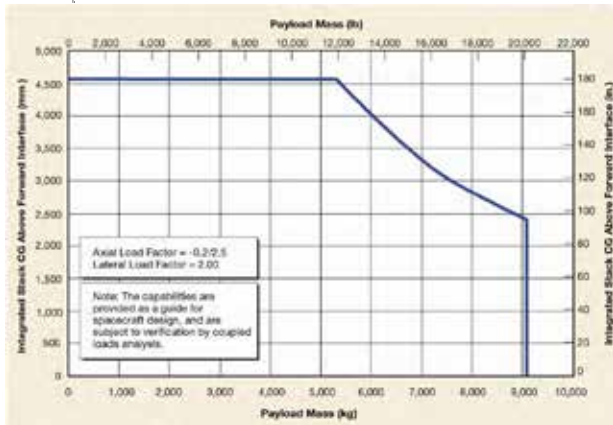


Рис. 9. Несущая способность адаптера ESPA

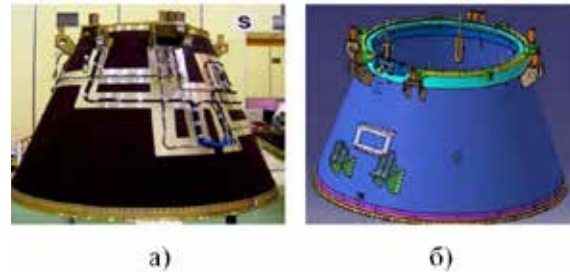


Рис. 10. Несущая способность адаптера ESPA

138

1.4 Vega

РН Vega предлагает несколько стандартных адаптеров и сопутствующего оборудования, совместимого с большинством платформ КА, разработанных на основе адаптеров Arianespace для систем запуска Ariane и Soyuz [11]. Все адаптеры комплектуются устройством отделения и электрическими разъемами. Адаптеры РН Vega конструктивно состоят из конической углепластиковой оболочки, нижнего металлического шпангоута, который соединяется с РН 144 болтами М6, и верхнего металлического шпангоута, соединяемого с ПН устройством отделения (рис. 10). Параметры адаптеров для РН Vega приведены в табл. 3.

На основе адаптеров 937 VG и 1194 VG компания Airbus Defence & Space разрабатывает сетчатый углепластиковый адаптер для РН Vega (рис. 11), изготовленный методом выкладки, который предположительно будет легче на 20–30 % [12]. Сетчатая структура адаптера для РН Vega состоит из 36 пар спиральных ребер (рис. 12), имеющих траекторию в виде локсодромы. Угол наклона спирального ребра относительно горизонтальной плоскости равен 76°. Сетчатая структура изготавливается методом выкладки из материала М40J/977. Семь кольцевых ребер расположены на расстоянии 50 мм от точки пересечения спиральных ребер. Верхнее сечение усилено набором из 72 секторов, изготовленных выкладкой из материала М21/1МА. Нижнее сечение сетчатой структуры имеет аналогичную конфигурацию. Верхний шпангоут адаптера изготовлен из алюминиевого сплава 7075, соединяется с сетчатой структурой с помощью клея и двух рядов заклепок диаметром 8 мм (всего 72 шт). Нижний шпангоут адаптера изготовлен из алюминиевого сплава 7075, соединяется с сетчатой структурой с помощью клея и двух рядов заклепок диаметром 8 мм (всего 108 шт). На нижнем шпангоуте по окружности диаметром 1920 мм расположены 144 отверстия диаметром 6 мм, сгруппированные в пары по 2 шт (рис. 13).



Рис. 11. Прототип сетчатого конического адаптера для РН Vega



Рис. 12. Сетчатая конструкция конического адаптера для РН Vega



Рис. 13. Сетчатая конструкция конического адаптера для РН Vega

Таблица 3

Параметры адаптеров для РН Vega

Обозначение на рис. 5 и название	d , мм	H , мм	Интерфейс с КА	Несущая способность	Масса, кг
а) 937 VG	1575	1105	Устройство отделения типа «Clamp-band» Ø937 мм	2000 кг при $X_{ц.м.} = 2$ м	77
б) 1194 VG	1575	1807	Устройство отделения типа «Clamp-band» Ø1194 мм	2000 кг при $X_{ц.м.} = 2$ м	78

1.5 Ariane 5

Ракета-носитель Ariane 5 обеспечивает стандартные интерфейсы и позволяет легко устанавливать ПН на любую РН, входящую в European Transportation Fleet [13]. КА устанавливается на РН с помощью адаптера, обеспечивающего механические и электрические связи с КА вплоть до его отделения. Линейка стандартных адаптеров РН Ariane 5 включает в себя адаптеры со следующими интерфейсными диаметрами: 937 мм, 1194 мм, 1663 мм, 1666 мм и 2624 мм (рис. 14). Все адаптеры стыкуются с РН на диаметре 2626 мм и включают в себя устройство отделения и электрическую подсистему.

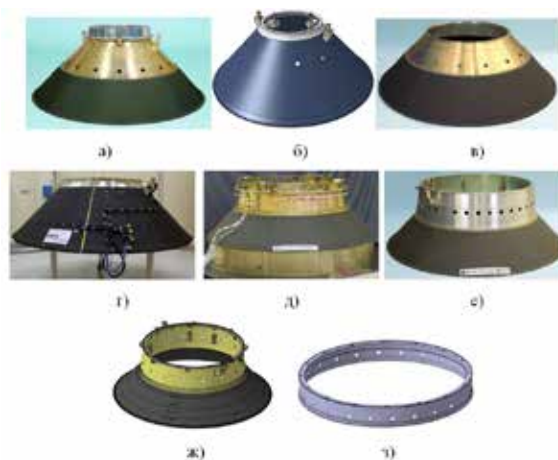


Рис. 14. Адаптеры РН Ariane 5

Таблица 4

Параметры адаптеров для РН Vega

Обозначение на рис. 5 и название	d , мм	H , мм	Интерфейс с КА	Несущая способность	Масса, кг
а) 937S	937	883	Устройство отделения типа «Clamp-band» Ø937 мм	До 4000 кг при $X_{ц.м.} = 1,5$ м	155
б) 937C	937	925	Устройство отделения типа «Clamp-band» Ø937 мм	До 4000 кг при $X_{ц.м.} = 1,5$ м	175
в) 1194VS	1194	753	Устройство отделения типа «Clamp-band» Ø1194 мм	7000 кг при $X_{ц.м.} = 2,4$ м	150
г) 1194C	1194	790	Устройство отделения типа «Clamp-band» Ø1194 мм	7000 кг при $X_{ц.м.} = 2,4$ м	150/ 180
д) 1663	1663	886	4 пироболта на окружности Ø1666 мм	7000 кг при $X_{ц.м.} = 1,7$ м	165

е) 1666MSV	1666	886	Устройство отделения типа «Clamp-band» Ø1666 мм	6000 кг при $X_{ц.м.} = 2,0$ м	160
ж) 1666S	1666	886	Устройство отделения типа «Clamp-band» Ø1666 мм	9000 кг при $X_{ц.м.} = 2,5$ м	195
з) 2624VS	2624	175/ 325	Устройство отделения типа «Clamp-band» Ø2624 мм	7000 кг при $X_{ц.м.} = 3,5$ м	100/ 125

1.6 РН «Союз»

РН «Союз» вместе с Ariane 5 и Vega составляют European Space Transportation Union – европейский союз космических перевозок [3]. Эти три РН эксплуатируются компанией Arianespace на космодроме Куру. «Союз» предлагает ряд стандартных готовых адаптеров и соответствующее оборудование, совместимое с большинством платформ КА. Эти адаптеры состоят из адаптера ПН (PAF) и адаптера РН (LVA), который обеспечивает интерфейс диаметром 2000 мм с РБ «Фрегат».

Адаптеры относятся к семейству адаптеров Ariane, которые обеспечивают стандартный интерфейс КА (рис. 15). Их единственное отличие – вместо конической углепластиковой части уста-

навливается переходное кольцо для соединения с РБ «Фрегат». Все адаптеры оснащены системой отделения ПН и кронштейнами для электрических разъемов. Они конструктивно состоят из монолитного алюминиевого верхнего конуса и алюминиевого нижнего конуса, называемого LVA (Launch Vehicle Adapter, адаптер РН).



Рис. 15. Адаптеры РН «Союз»

Таблица 5

Параметры адаптеров для РН «Союз»

Обозначение на рис. 5 и название	d , мм	H , мм	Интерфейс с КА	Несущая способность	Масса, кг
а) 937S	937	647	Устройство отделения типа «Clamp-band» Ø937 мм	До 4000 кг до 3500 кг при $X_{ц.м.} = 1,8$ м	110
б) 1194VS	1194	517	Устройство отделения типа «Clamp-band» Ø1194 мм	до 5000 кг при $X_{ц.м.} = 2,0$ м	115
в) 1666MSV	1666	650	Устройство отделения типа «Clamp-band» Ø1666 мм	до 5000 кг при $X_{ц.м.} = 2,5$ м	135

Приведенные в табл. 1–5 данные показывают, что среди существующих технических решений наибольшей несущей способностью обладают адаптеры, изготовленные из сэндвич-конструкции с оболочками из высокомодульного углепластика и легким вспененным наполнителем для РН Delta IV и Ariane 5. Максимальная допустимая масса космического аппарата, который может быть уста-

новлен на такие адаптеры, достигает 9000 кг при положении центра масс космического аппарата до 2500 мм от стыка с адаптером. При этом масса адаптеров может достигать значения 500 кг, что составляет 5,5 % от массы выводимого КА.

Значительно меньшей массой обладают адаптеры, изготовленные из сплошной углепластиковой оболочки методом непрерывной намот-

ки для РН Vega – 78 кг (3,9 % от массы выводимого КА). При этом несущая способность их также невелика – масса КА не должна превышать 2000 кг при положении центра масс КА до 2 м. На основе этих адаптеров компания Airbus Defence & Space разрабатывает сетчатый углепластиковый адаптер для РН Vega, изготовленный методом выкладки, который предположительно будет легче на 20–30 %, но такой способ изготовления технологически сложен.

Стоит отметить, что интерфейс всех описываемых адаптеров с РН представляет собой болтовое соединение более чем в 100 точках на окружностях диаметром от 2 до 5 м. Разработчиками РН для запуска российских КА предлагается несколько иной интерфейс: например, 40 точек на окружности диаметром 2,5 м («Бриз-М») или 8 зон по 3 точки на окружности диаметром 2 м («14Ф48» на базе блока ДМ). Данное требование разработчика РН приводит к необходимости создания таких адаптеров КА, которые бы обеспечивали эти интерфейсы при сохранении своих жестких и прочностных характеристик.

1.7 Адаптеры в виде сетчатых оболочек вращения в космической отрасли РФ

В космической отрасли Российской Федерации в качестве частей ступеней ракет-носителей, силовых конструкций космических аппаратов и адаптеров полезной нагрузки, служащих для связи космического аппарата со средствами выведения, применяются цилиндрические и конические сетчатые оболочки, изготовленные из композиционных материалов методом непрерывной намотки [14].

Конические адаптеры, в настоящее время применяемые в АО «Информационные спутниковые системы» им. акад. М.Ф. Решетнёва», проектируются и изготавливаются методом автоматической намотки с траекториями спиральных ребер, ориентированными вдоль геодезических линий, представляющих собой прямые линии на развертке поверхности конуса (рис. 16). Верхний шпангоут для адаптера изготавливается из легкого алюминиевого сплава. Нижний шпангоут и сетчатая структура адаптера создаются из углепластика марки М46JB или М55JB с различными типами связующего.

Соединение такого адаптера с космическим аппаратом осуществляется с помощью устройства отделения, стягивающего шпангоуты адаптера и силовой конструкции корпуса космического аппарата в 12-ти равномерно расположенных по окружности точках (механических замках) [15]. Нижний шпангоут соединяется с РН болтовым со-

единением не более чем в 40 точках (в зависимости от типа РН).



Рис. 16. Конический адаптер для КА производства АО «ИСС»

2. Адаптеры космических аппаратов для группового запуска

Некоторые разработчики РН предлагают заказчику конструкции, способные обеспечить запуск нескольких КА одновременно. Такие конструкции называют диспенсерами или несущими конструкциями.

2.1 Диспенсер для шести КА Globalstar 2

Диспенсер Globalstar 2 (рис. 17) был разработан компанией Arianespace для транспортирования шести КА Globalstar 2 массой 650 кг каждый во время наземной и летной эксплуатации. Он успешно выполнил свою задачу в 2010 и 2011 годах.

Диспенсер состоит из двух конических конструкций, оборудованных системами разделения и электрической системой. К верхней части крепятся два КА, к нижней – четыре КА. Конструкция верхней части состоит из композитной конической структуры, изготовленной методом непрерывной намотки, и двух соединенных с ней алюминиевых колец. На кольцах расположены устройства отделения КА.



Рис. 17. Диспенсер для шести КА Globalstar

Конструкция нижней части состоит из композитной конической оболочки, изготовленной методом непрерывной намотки, и двух соединенных с ней алюминиевых колец. На кольцах расположены устройства отделения КА. Нижнее кольцо обеспечивает соединение с РБ «Фрегат» по диаметру 2000 мм. Каждый космический аппарат имеет четыре точки крепления к диспенсеру. Масса диспенсера Globalstar 2 составляет 630 кг, высота равна 6690 мм.

2.2 Диспенсер для двух КА Galileo

Диспенсер Galileo (рис. 18) был разработан Arianespace для транспортирования двух КА Galileo массой 630 кг каждый во время наземной и летной эксплуатации. Он успешно выполнил свою задачу в 2011 году. Диспенсер Galileo состоит из силовой конструкции, системы отделения и электрической подсистемы. Он обеспечивает электрические и механические интерфейсы между спутниками Galileo и РБ «Фрегат». Силовая конструкция диспенсера представляет собой набор панелей, соединенных между собой, и набора труб, обеспечивающего соединение диспенсера с РБ «Фрегат». Высота диспенсера Galileo равна 2760 мм, максимальная масса составляет 180 кг.

2.3 ASAP-S

Несущая конструкция, предназначенная для небольших попутных ПН (ASAP-S – Arianespace System for Auxiliary Passengers on Soyuz), разрабатывалась для запуска малых КА на РН «Союз» и успешно выполнила свою задачу в 2011 году (рис. 19). ASAP-S позволяет дополнительно к основной полезной нагрузке разместить под головным обтекателем до четырех микро спутников массой 200 кг каждый снаружи и 1 мини спутник массой 400 кг в центре, внутри цилиндрической части ASAP-S [16]. ASAP-S состоит из несущей углепластиковой конструкции, содержащей цилиндрическую часть с площадками для размещения небольших попутных ПН и верхнюю усеченную коническую оболочку для размещения основной ПН. Масса ASAP-S составляет 425 кг, высота равна 1841 мм.

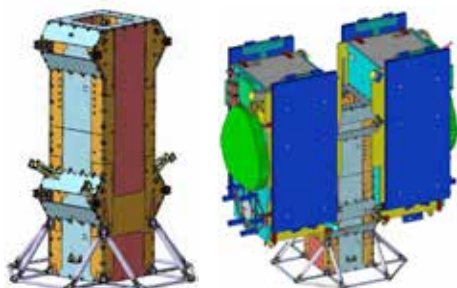


Рис. 18. Диспенсер для двух КА Galileo



Рис. 19. Несущая конструкция ASAP-S

2.4 SYLDA-5

В парном запуске на РН Ariane 5 полезная нагрузка компонуется на единой несущей конструкции, называемой SYLDA 5: нижняя часть SYLDA 5 соединяется с РН, накрывая собой установленный на РН с помощью адаптера КА; верхняя часть с установленным на адаптер верхним КА соединяется с нижней. SYLDA 5 (рис. 20) состоит из несущей углепластиковой оболочки, включающей в себя конический адаптер, соединенный с РН, цилиндрическую оболочку длиной от 2,9 до 4,4 м с шагом 300 мм, закрывающую нижний КА, и верхнюю усеченную коническую оболочку, поддерживающую верхний КА. SYLDA 5 полностью размещается под головным обтекателем. Разделение конструкции SYLDA 5 реализуется с помощью специального устройства, которое режет структуру SYLDA 5 по горизонтальной плоскости на уровне стыка конической и цилиндрической частей.



Рис. 20. Несущая конструкция SYLDA 5 для парного запуска

Адаптер для верхнего КА (PAS на рис. 20) состоит из двух частей: адаптера полезной нагрузки (PAF) и адаптера ракеты-носителя (LVA) или представляет собой одну коническую оболочку,

установленную на верхнем интерфейсе SYLDA (Ø2624 мм). В нижнем положении под SYLDA адаптер КА состоит из PAF, непосредственно установленного на верхнем интерфейсе адаптера РН 3936 (Ø1780). Адаптер РН 3936 оптимизирован для размещения КА с ограниченной массой в нижнем положении под SYLDA при парном запуске. Если КА в нижнем положении превышает фактическую несущую способность конструкции адаптера РН 3936, его заменяют сборкой (адаптер РН 2624 + конус 3936).

2.5 SPELTRA

В отличие от SYLDA5, SPELTRA может быть установлена как полностью под головным обтекателем, так и представлять собой часть обтекателя (рис. 21). Один КА помещен внутри SPELTRA, а другой установлен поверх SPELTRA, внутри обтекателя. SPELTRA поставляется в длинной версии весом 820 кг и короткой весом 704 кг. Оба вари-

анта могут вмещать два КА с массой верхнего КА до 4500 кг. SPELTRA состоит из нижней цилиндрической и верхней конической частей. Самая широкая часть конуса имеет диаметр 5,4 м, такой же, как и основная ступень РН. Цилиндрическая часть «короткой» версии SPELTRA имеет высоту 4,1 м, а «длинная» – 5,6 м. Оба варианта имеют усеченную конусообразную часть высотой 1,3 м, диаметр которой 2,6 м в верхней части. Это так называемый второй интерфейс адаптера полезной нагрузки, к которому может быть присоединен второй КА. В дополнение к транспортированию КА на орбиту, SPELTRA также защищает их перед запуском. Для этого в SPELTRA на стартовой площадке поступает постоянный поток сухого воздуха, чтобы поддерживать необходимый температурный режим КА до старта. SPELTRA также имеет встроенные люки по всей окружности, чтобы обеспечить доступ к внутреннему оборудованию и к электрическим разъемам КА.

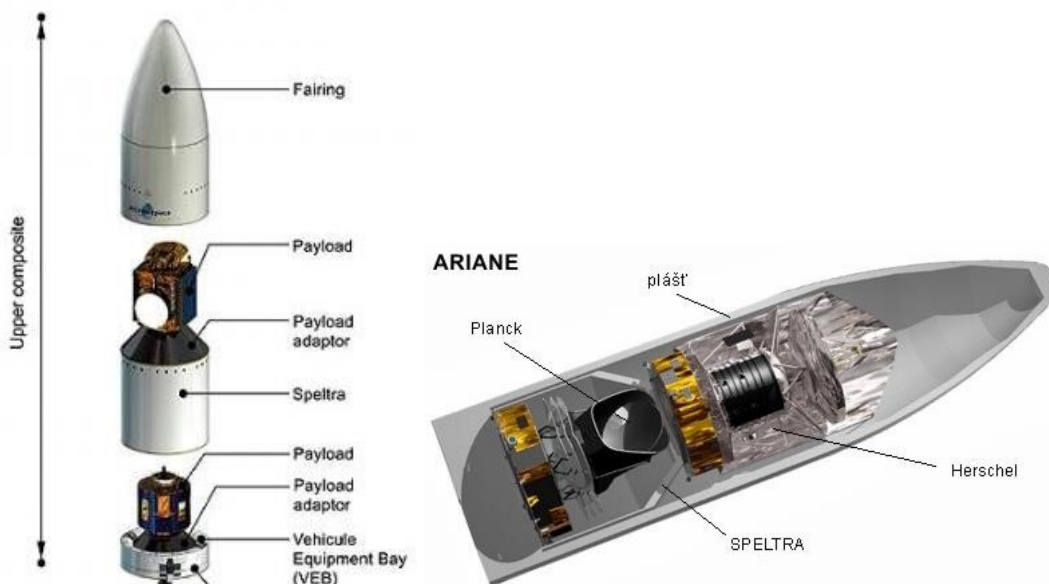


Рис. 21. Несущая конструкция SPELTRA

2.6 DPAF

Адаптер РН Delta II для парной полезной нагрузки (рис. 22) Dual-Payload Attach Fitting (DPAF) разработан под композитный головной обтекатель диаметром 3 м и высотой 10 м. DPAF имеет следующие габаритные размеры: диаметр 2641,6 мм и высоту 3556 мм. На рис. 23 показано допустимое для DPAF соотношение массы и положения центра масс КА от плоскостей разделения. Суммарная масса двух КА не должна превышать 2268 кг.

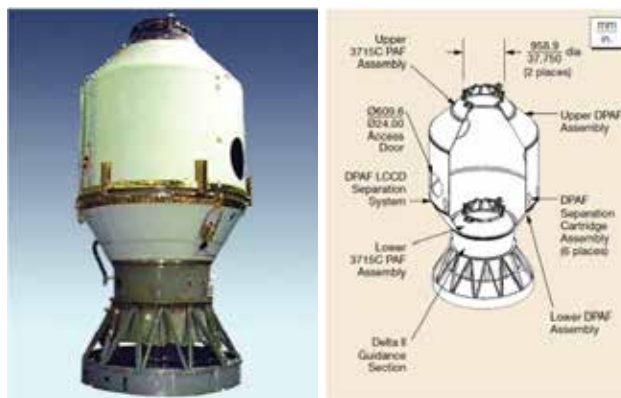


Рис. 22. Адаптер для парной полезной нагрузки

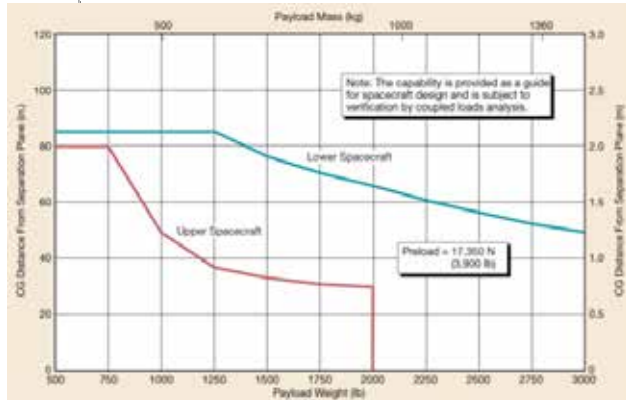


Рис. 23. Несущая способность адаптера парной полезной нагрузки

2.7 VESPA

Для запуска попутной ПН на РН Vega применяется конструкция, называемая VESPA (Vega Secondary Payload Adapter) (рис. 24). Высота VESPA равна 2715 мм, максимальный диаметр – 2100 мм. Масса конструкции равна 260 кг. VESPA была разработана для запуска мини-спутников и прошла летную квалификацию при запуске РН Vega в 2013 году. Несущая конструкция VESPA позволяет разместить на верхней позиции КА массой до 1000 кг, на нижней позиции под оболочкой – КА массой до 600 кг. VESPA состоит из несущей углепластиковой цилиндрической конструкции, внутри которой размещается КА со своим адаптером, и верхней конической оболочки, к которой присоединяется основной КА.



Рис. 24. Несущая конструкция VESPA для парного запуска

Все рассмотренные несущие конструкции для парного запуска КА изготовлены из оболочки-сэндвича с обшивками из высокомодульного углепластика и легкого вспененного заполнителя, дополненной различными металлическими шпангоутами, переходными кольцами и адаптерами КА. Такое техническое решение обуславливает значительную массу несущих конструкций: например, масса VESPA для РН Vega составляет 16,25 % (260 кг) от суммарной массы выводимых

КА (1600 кг максимум). Масса SPELTRA может составлять от 15,64 % до 18,22 % от суммарной массы выводимых КА. Отметим, что масса подобных конструкций, превышающая 10 % от массы выводимых КА, в отечественной практике считается неэффективным решением.

Для РН «Союз», эксплуатируемой Arianespace, были также разработаны диспенсеры, позволяющие осуществить групповой запуск КА небольшой массы. Несмотря на использование композиционных материалов, разработчику не удалось добиться значительного (по сравнению с массой выводимых КА) снижения массы диспенсеров. Для шести космических аппаратов Globalstar 2 суммарной массы 3900 кг масса диспенсера составляет 16,15 %, а для двух космических аппаратов Galileo суммарной массой 1260 кг масса диспенсера равна 180 кг (14,29 % от массы двух КА).

В случае с диспенсером для космических аппаратов Globalstar 2 причиной неэффективности применения композиционных материалов можно считать также нерациональную схему расположения космических аппаратов. Два КА, установленных в верхней части диспенсера, значительно увеличивают положение центра масс всей системы относительно плоскости соединения с РН. Это приводит к возникновению большого изгибающего момента в плоскости стыка с РН и требует значительного усиления конструкции. Оптимизировать диспенсер (увеличить его жесткость и прочность, снизив при этом массу) в данной ситуации можно, лишь увеличив его диаметр. Но увеличение диаметра ограничивает зона размещения полезной нагрузки под головным обтекателем – её размеры фиксированы.

Диспенсер для двух КА Galileo также сложно назвать оптимальным решением, потому что конструкция из трехслойных панелей имеет значительные габаритные размеры. Незанятое пространство, которое не может использоваться даже для размещения небольших космических аппаратов, а также довольно высокая масса конструкции говорят о неэффективности такого решения.

Помимо высокой массы недостатком представленных диспенсеров является их уникальность, т.е. они созданы для конкретных космических аппаратов. Такие конструкции невозможно использовать для других космических аппаратов без значительных доработок.

В данном отношении конструкции для парного запуска КА (SYLDA, SPELTRA, DPAF, VESPA) являются универсальными, но главным их недостатком помимо высокой массы является также подход к выведению на орбиту двух спутников одновременно. Несмотря на то, что благодаря такой конструкции снижается нагрузка на стык с

РН, её габаритные размеры позволяют размещать на ней спутники довольно небольшой массы.

Заключение

Выполнен обзор конструкций адаптеров современных космических аппаратов. Подробно рассмотрены технология изготовления адаптеров, их несущая способность и габаритные раз-

меры, способы соединения с космическим аппаратом. Выявлены тенденции конструктивного оформления адаптеров КА. Представленный анализ может быть использован при проектировании адаптеров для одиночного и группового запусков космических аппаратов производства АО «Информационные спутниковые системы» им. акад. М. Ф. Решетнёва».

Список литературы

1. ГОСТ Р 53802-2010: Системы и комплексы космические. Термины и определения.
2. Soyuz User's Manual [Электронный ресурс]. Iss. 3, Revision 0, April, 2001. URL: http://www.starsem.com/services/images/soyuz_users_manual_190401.pdf (дата обращения: 31.05.2016).
3. Soyuz User's Manual [Электронный ресурс]. Iss. 2, Revision 0, March, 2012. URL: <http://www.arianespace.com/wp-content/uploads/2015/09/Soyuz-Users-Manual-March-2012.pdf> (дата обращения: 10.10.2017).
4. Proton Launch System Mission Planner's Guide [Электронный ресурс]. Revision 7, October, 2009. URL: <http://www.ilslaunch.com/launch-services/proton-missionplanners-guide.html> (дата обращения: 31.05.2016).
5. Falcon 9 Launch Vehicle Payload User's Guide, Revision 2, 2015. [Электронный ресурс]. URL: http://www.spacex.com/sites/spacex/files/falcon_9_users_guide_rev_2.0.pdf (дата обращения: 10.10.2017).
6. Delta II Payload Planners Guide, 2006. [Электронный ресурс]. URL: <http://www.ulalaunch.com/uploads/docs/DeltaIIPayloadPlannersGuide2007.pdf> (дата обращения: 10.10.2017).
7. Delta IV Launch Services User's Guide, 2013. [Электронный ресурс]. URL: http://www.ulalaunch.com/uploads/docs/Launch_Vehicles/Delta_IV_Users_Guide_June_2013.pdf (дата обращения: 10.10.2017).
8. ESPA The EELV Secondary Payload Adapter, 2012 [Электронный ресурс]. URL: http://www.moog.com/content/dam/moog/literature/Space_Defense/Space_Access_Integrated_Systems/SAIS_ESPA_Ring_Rev_0712.pdf (дата обращения: 20.03.2018).
9. Haskett Capt. S. A., Doggrell L. J. EELV Secondary Payload Adapter // 13th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites, August, 1999.
10. Chaplain C. T. Space Acquisitions: Challenges in Commercializing Technologies Developed under the Small Business Innovation Research Program. CreateSpace Independent Publishing Platform, January 11, 2018. 42 p.
11. Vega User's Manual, Issue 4, Revision 0, 2014 [Электронный ресурс]. URL: http://www.arianespace.com/wp-content/uploads/2015/09/Vega-Users-Manual_Issue-04_April-2014.pdf (дата обращения: 10.10.2017).
12. Airbus Defence and Space, Demonstrator of Carbon Anisogrid Payload Adapter, Final Presentation, 2016 [Электронный ресурс]. URL: <https://tect.prox.esa.int/Videos/ID0020/Video/Default.html> (дата обращения: 10.10.2017).
13. Ariane 5 User's Manual, Issue 5, Revision 2, 2016 [Электронный ресурс]. URL: http://www.arianespace.com/wp-content/uploads/2011/07/Ariane5_Users-Manual_October2016.pdf (дата обращения: 10.10.2017).
14. Vasiliev V., Barynin V., Rasin A. Anisogrid lattice structures – survey of development and application // Composite Structures, 2001, vol. 54, pp. 361–370.
15. Вехов А. С. Устройство отделения для негерметичных платформ космических аппаратов на базе изогридных конструкций // Вестник Сибирского государственного аэрокосмического университета имени академика М. Ф. Решетнева. 2013. Вып. 6 (52). С. 153–157.
16. Thiéry J. ASAP: the access to Space for Small Satellites // Proceedings of the 4S Symposium Small Satellites Systems and Services. Noordwijk, Netherlands, European Space Agency, 2008.

OVERVIEW OF ADAPTER DESIGNS FOR MODERN SPACECRAFTS

A. A. Khakhlenkova¹, A. V. Lopatin^{2,3}

¹JSC Academician M. F. Reshetnev Information Satellite Systems, Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, Russian Federation

²Reshetnev Siberian State Aerospace University, Krasnoyarsk, Russian Federation

³Institute of Computational Technologies SB RAS, Krasnoyarsk, Russian Federation

An adapter is a technical device which gives an opportunity to provide constructive and functional connection between a spacecraft and a carrier rocket. This device perceives the loads during the ground operation

and transportation of the spacecraft, as well as at the launch of the launch vehicle, therefore, it must have high rigidity and strength. In Russia, the required rigidity is determined by the developer of the launch vehicle in the form of requirements for the eigenfrequencies of the «spacecraft + adapter» system, which fixed at the junction with the launch vehicle. Foreign manufacturers of space technology impose restrictions on the mass and position of the center of mass of the spacecraft, offering ready-made versions of adapters with the necessary interface at the same time.

There are various design schemes of adapters, and the main task of each is to provide the necessary rigidity of the «spacecraft + adapter» system. The review of various foreign manufacture's of space technics executions of the adapter for single launch is carried out in present paper. Technology of manufacturing of adapters, their load bearing capacity and overall dimensions, methods of connecting with a spacecraft are explicitly reviewed. Methods of group launch of spacecrafts and corresponding constructions are also provided; we obtain the estimation of the effectiveness of using of such constructions is the sense of output nett load mass.

Keywords: spacecraft adapter, payload attach system, group launching of spacecrafts, payload.

References

1. State Standard 53802-2010. Space systems and complexes. Concepts and definitions. Moscow, Standartinform Publ., 2011, 27 p. (In Russian)
2. Soyuz User's Manual. Issue 3, Revision 0, April, 2001. Available at: http://www.starsem.com/services/images/soyuz_users_manual_190401.pdf (accessed 31.05.2016).
3. Soyuz User's Manual. Issue 2, Revision 0, March, 2012. Available at: <http://www.arianespace.com/wp-content/uploads/2015/09/Soyuz-Users-Manual-March-2012.pdf> (accessed 10.10.2017).
4. Proton Launch System Mission Planner's Guide. Revision 7, October, 2009. Available at: <http://www.ilslaunch.com/launch-services/proton-missionplanners-guide.html> (accessed 31.05.2016).
5. Falcon 9 Launch Vehicle Payload User's Guide. Revision 2, 2015. Available at: http://www.spacex.com/sites/spacex/files/falcon_9_users_guide_rev_2.0.pdf (accessed 10.10.2017).
6. Delta II Payload Planners Guide. 2006. Available at: <http://www.ulalaunch.com/uploads/docs/DeltaIIPayloadPlannersGuide2007.pdf> (accessed 10.10.2017).
7. Delta IV Launch Services User's Guide. 2013. Available at: http://www.ulalaunch.com/uploads/docs/Launch_Vehicles/Delta_IV_Users_Guide_June_2013.pdf (accessed 10.10.2017).
8. ESPA The EELV Secondary Payload Adapter. 2012. Available at: http://www.moog.com/content/dam/moog/literature/Space_Defense/Space_Access_Integrated_Systems/SAIS_ESPA_Ring_Rev_0712.pdf (accessed 20.03.2018).
9. Haskett Capt. S. A., Doggrell, L. J. EELV Secondary Payload Adapter // 13th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites, August, 1999.
10. Chaplain C. T. Space Acquisitions: Challenges in Commercializing Technologies Developed under the Small Business Innovation Research Pro-gram. CreateSpace Independent Publishing Platform, January 11, 2018. 42 p.
11. Vega User's Manual. Issue 4, Revision 0, 2014. Available at: http://www.arianespace.com/wp-content/uploads/2015/09/Vega-Users-Manual_Issue-04_April-2014.pdf (accessed 10.10.2017).
12. Airbus Defence and Space, Demonstrator of Carbon Anisogrid Payload Adapter, Final Presentation. 2016. Available at: <https://tect.prox.esa.int/Videos/ID0020/Video/Default.html> (accessed 10.10.2017).
13. Ariane 5 User's Manual. Issue 5, Revision 2, 2016. Available at: http://www.arianespace.com/wp-content/uploads/2011/07/Ariane5_Users-Manual_October2016.pdf (accessed 10.10.2017).
14. Vasiliev V., Barynin V., Rasin A. Anisogrid lattice structures – survey of development and application. Composite Structures, 2001, vol. 54, pp. 361–370.
15. Vehov A.S. *Ustrojstvo otdeleniya dlya negermetichnyh platform kosmicheskikh apparatov na baze izogridnyh konstrukcij* [Separation device for spacecraft unpressurized platforms based on isogrid structures]. Vestnik SibGAU, 2013, no. 6 (52), pp. 153–157. (In Russian)
16. Thiéry J. ASAP: the access to Space for Small Satellites. Proceedings of the 4S Symposium Small Satellites Systems and Services, Noordwijk, Netherlands, European Space Agency, 2008.

ТЕМПЕРАТУРНОЕ СОСТОЯНИЕ И ОЦЕНКА ОТКЛОНЕНИЯ ФОРМЫ СФЕРИЧЕСКОЙ ОБОЛОЧКИ КАЛИБРОВОЧНОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА НА ТЕНЕВОМ УЧАСТКЕ ОКОЛОЗЕМНОЙ ОРБИТЫ*

В. С. Зарубин, В. Н. Зимин, Г. Н. Кувыркин

*Московский государственный технический университет имени Н. Э. Баумана,
г. Москва, Российская Федерация*

Представлена комплексная математическая модель, описывающая изменение формы сферической оболочки калибровочного космического аппарата, вызванное неравномерным распределением температуры по ее поверхности на теневом участке околоземной орбиты. Тепловая часть модели учитывает воздействие на оболочку собственного излучения поверхности Земли и радиационный теплообмен в полости оболочки. Неравномерность облучения поверхности оболочки приводит к неравномерности распределения ее температуры и, как следствие, к отклонению ее формы от сферической, что может повлиять на функциональные характеристики аппарата. Для определения искажения сферической формы оболочки использованы основные положения безмоментной теории оболочек вращения. Количественный анализ представленной модели проведен для установившегося неравномерного распределения температуры по поверхности оболочки, возникающего на различной высоте расположения аппарата над поверхностью Земли. Полученные оценки искажения формы оболочки калибровочного космического аппарата могут быть использованы для сопоставления с допустимыми отклонениями, не нарушающими его функциональные характеристики на теневом участке околоземной орбиты.

Ключевые слова: калибровочный космический аппарат, сферическая оболочка, излучение поверхности Земли, радиационный теплообмен.

Введение

Калибровочные космические аппараты (ККА) применяют для оценки и контроля энергетического потенциала радиолокационного канала наземного комплекса мониторинга движения космических объектов [1; 2]. Распространенным вариантом геометрической формы ККА, называемого также калибровочно-юстировочным, является выполненная с высокой точностью сферическая оболочка. Аналогичную форму имеют пассивные ретрансляторы сигналов и используемые в целях калибровки и юстировки радиолокационной аппаратуры некоторые типы малоразмерных эталонных отражателей [1; 3], а также крупно-размерные надувные конструкции [4–6].

Орбиты ККА могут быть как круговыми с высотой около 1000 км, в том числе близкими к полярным, так и эллиптическими с апогеем до 2200 км [2; 3]. Основным фактором, влияющим на форму оболочки ККА, является распределение температуры по ее поверхности, зависящее от солнечного излучения и собственного излучения Земли [7; 8]. На теневом участке околоземной орбиты температурное состояние оболочки ККА наряду с собственным излучением Земли в некоторой степени может зависеть от энергии соударения с молекулами и атомами атмосферных газов и рекомбинации этих молекул [9]. На высоте 300 км над поверхностью Земли оценки плотности локальных тепловых потоков, вызванных этими процессами, не превышают 10 % от плотности потока излучения Земли, а на высоте более 350 км составляют менее 1 % [10].

Оболочку ККА выполняют из полимерной пленки толщиной несколько десятков микрометров, покрытой тонким слоем (толщиной несколько нанометров) напыленного алюминия [11].

© Зарубин В. С., Зимин В. Н.,
Кувыркин Г. Н., 2018

* Работа выполнена в рамках государственных заданий Минобрнауки РФ (проекты 9.7784.2017/БЧ и 9.24.22.2017/ПЧ)

После вывода ККА на околоземную орбиту оболочка принимает сферическую форму путем наполнения ее газом при сравнительно невысоком давлении. При этом возможно получить сферическую оболочку достаточно большого диаметра, что характерно для современных тенденций развертывания на орбите крупногабаритных трансформируемых конструкций [12].

Для орбиты ККА с теньевым участком в силу периодической смены интенсивности облучения оболочки происходит существенное изменение ее температурного состояния. Это приводит не только к периодическому изменению формы оболочки, но может повлиять на ресурс работоспособности ее материала в силу циклического термомеханического воздействия. Количественный анализ термомеханического состояния оболочки ККА может быть проведен методами математического моделирования [13], используя ее тепловую модель [9] и определяющие соотношения для безмоментной сферической оболочки [14].

Условия облучения оболочки

Интенсивность собственного излучения Земли, определяющего температурное состояние оболочки ККА на теньевом участке орбиты, зависит от температуры участков поверхности Земли, влажности и температуры атмосферы и от состояния облачного покрова [15]. Плотность потока собственного излучения различных участков поверхности Земли, измеренная опикоэлектронными приборами, установленными на орбитальной обсерватории, имеет существенный разброс и достигает значения 357 Вт/м^2 [16]. Для экваториальной области Земли в летний период плотность этого потока составляет от 175 (при сплошной облачности с верхней границей на высоте 9 км) до 247 Вт/м^2 при отсутствии облаков, а для участков в зоне северного полярного круга при тех же условиях от 145 до 225 Вт/м^2 [17].

Среднее значение плотности потока собственного излучения Земли можно оценить из условия ее радиационного баланса по формуле [10; 15] $q_0 = q_s (1 - \alpha_s) / 4$, где q_s – солнечная постоянная для среднего расстояния Земли от Солнца (по рекомендации Всемирного центра радиационного мониторинга (Давос, Швейцария) $q_s = 1368 \text{ Вт/м}^2$), α_s – альbedo Земли (среднее значение коэффициента отражения солнечного излучения поверхностью Земли). Однако значение q_s (несмотря на принятое название этой величины) не является строго постоянным. Интенсивность солнечного излучения зависит от текущего состояния поверхности Солнца и от положения Земли на ее эллиптической орбите при движении вокруг Солнца (эксцентриситет этой орбиты $\approx 0,0167$). Многолетние наблюдения показали, что изме-

нения солнечной активности слабо влияют на значение q_s , вызывая отклонения в пределах 1 %, тогда как влияние положения Земли на ее орбите более существенно.

С изменением расстояния L от Солнца плотность потока солнечного излучения изменяется пропорционально квадрату отношения L_0/L , где $L_0 \approx 1,49 \cdot 10^8 \text{ км}$ – среднее расстояние Земли от Солнца. Поэтому даже при достаточно малом эксцентриситете орбиты Земли в перигелии $q_s = 1414 \text{ Вт/м}^2$, а в афелии – 1322 Вт/м^2 [10; 18]. В инженерных расчетах в случаях, когда увеличение может ухудшить характеристики КА или повлиять на его работоспособность, обычно принимают завышенное значение q_s (например, 1420 Вт/м^2 [19] и 1400 Вт/м^2 [20]). Для последующих числовых расчетов температурного состояния оболочки ККА примем значение $q_s = 1420 \text{ Вт/м}^2$. Тогда при среднем значении $\alpha_s = 0,37$ [18] из условия радиационного баланса Земли получим $q_0 \approx 215 \text{ Вт/м}^2$.

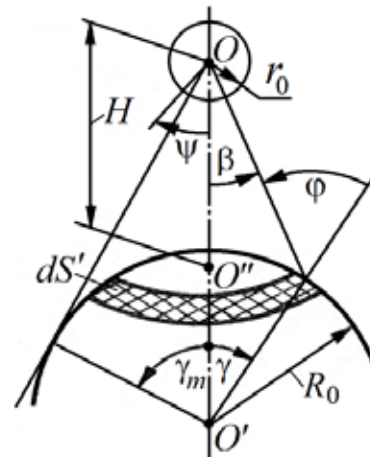


Рис. 1. Расчетная схема

При наблюдении с Земли угловой размер ККА даже при радиусе r_0 его сферической оболочки порядка 10 м начиная с высоты $H = 200 \text{ км}$ аппарата над поверхностью Земли не превышает $\delta = 10^{-4}$ рад. Поэтому при заданном значении H (расстояние между точками O и O'' на рис. 1) можно считать, что на оболочку ККА падает собственное излучение Земли с участка ее поверхности, площадь которого зависит от угла

$$\gamma_m = \arccos(1 / (1 + \eta)),$$

где $\eta = H/R_0$, $R_0 \approx 6371 \text{ км}$ – средний радиус поверхности Земли. Выделим на этом участке поверхности кольцевой слой бесконечно малой ширины $R_0 d\gamma$ ($\gamma \in [0; \gamma_m]$) площадью

$$dS' = 2\pi R_0^2 \sin \gamma d\gamma$$

(на рис. 1 этот слой заштрихован).

Пренебрежимо малое значение δ позволяет положить угол φ между нормалью к выделенному кольцевому слою и направлением на различные участки поверхности оболочки равным $\beta + \gamma$,

а квадрат расстояния между этим слоем и ККА равным.

$$l^2 = R_0^2(1 + (1 + \eta)^2 - 2(1 + \eta)\cos \gamma).$$

Если принять, что распределение по отдельным направлениям излучения с поверхности Земли определяется законом Ламберта [21], то суммарный поток этого излучения, падающий на поверхность оболочки ККА, составит [9]:

$$Q = 2\pi r_0^2 q_0 \left(1 - \sqrt{\eta(2 + \eta)} / (1 + \eta)\right)$$

Но распределение $q'(\psi)$ плотности потока этого излучения по поверхности оболочки будет неравномерным, зависящим от угла ψ , отсчитываемого от ближайшей к поверхности Земли точки на ее поверхности (рис. 1) вдоль любой дуги большого круга радиусом r_0 , проходящей через эту точку, в которой плотность потока будет равна [9] $q'_0 = q'(0) = q_0 / (1 + \eta)^2$.

С возрастанием угла ψ функция $q'(\psi)$ убывает и в соответствии с принятым выше допущением о возможности пренебречь угловым размером оболочки примет нулевое значение при $\psi_m = \pi - \gamma_m$, т. е. $q'(\psi_m) = 0$ и, кроме того, $dq'(\psi)/d\psi|_{\psi=\psi_m} = 0$. Из симметрии распределения $q'(\psi)$ относительно прямой $O'O$ следует $dq'(\psi)/d\psi|_{\psi=0} = 0$. Этим условиям удовлетворяет аппроксимирующее соотношение

$$q'(\psi) = q'_0 \cos^2 \frac{\pi\psi}{2\psi_m} + q'_1 \sin^2 \frac{\pi\psi}{\psi_m}, \quad (1)$$

в котором коэффициент q'_1 найдем из баланса потоков падающего излучения в виде равенства

$$Q = 2\pi r_0^2 (q'_0 I_0 + q'_1 I_1),$$

где

$$I_0 = \int_0^{\psi_m} \cos^2 \frac{\pi\psi}{2\psi_m} \sin \psi d\psi = \frac{1 - \cos \psi_m - 2(\psi_m / \pi)^2}{2 - 2(\psi_m / \pi)^2}$$

$$I_1 = \int_0^{\psi_m} \sin^2 \frac{\pi\psi}{2\psi_m} \sin \psi d\psi = 2 \frac{1 - \cos \psi_m}{4 - (\psi_m / \pi)^2}$$

В итоге получим

$$q'_1 = q_0 \frac{4 - (\psi_m / \pi)^2}{2(1 - \cos \psi_m)}$$

$$\left(1 - \frac{\sqrt{\eta(2 + \eta)}}{1 + \eta} - \frac{1 - \cos \psi_m - 2(\psi_m / \pi)^2}{2(1 + \eta)^2(1 - (\psi_m / \pi)^2)}\right)$$

Так как $\psi_m = \pi - \gamma_m = \pi - \arctg \sqrt{\eta(2 + \eta)}$ и $\cos \psi_m = -\cos \gamma_m = -1 / (1 + \eta)$, отношения

$$\bar{q}(0) = q'(0) / q_0, \quad \bar{q}_1 = q'_1 / q_0 \quad \text{и} \quad \bar{Q} = Q / (\pi r_0^2 q_0)$$

и угол ψ_m можно представить функциями лишь одного аргумента η (рис. 2). На рис. 3 построены рассчитанные с использованием формулы (1) графики зависимости от отношения $\bar{\Psi} = \Psi / \psi_m$ относительной плотности $\bar{q}(\bar{\Psi}) = q'(\psi) / q_0$ падающего на поверхность оболочки собственного излучения поверхности Земли для различных значений параметра η .

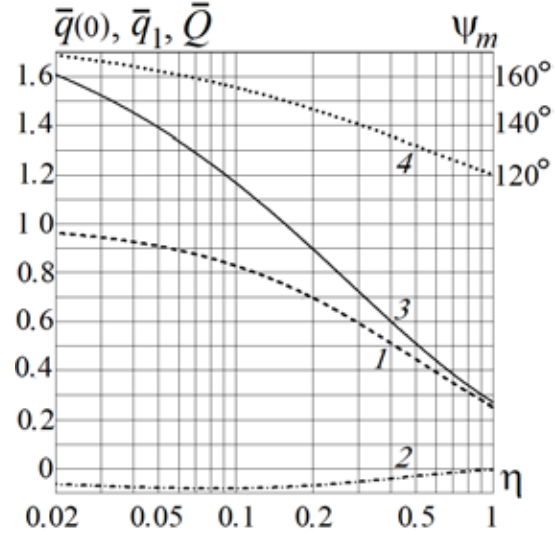


Рис. 2. Графики зависимостей от параметра η : 1 — $\bar{q}(0)$; 2 — \bar{q}_1 ; 3 — \bar{Q} ; 4 — ψ_m

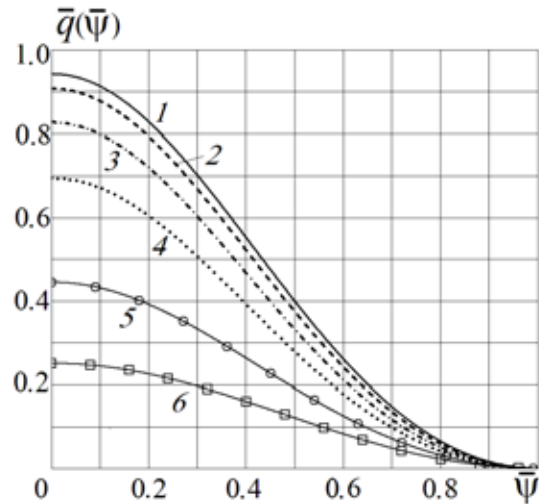


Рис. 3. Графики зависимостей $\bar{q}(\bar{\Psi})$ от отношения $\bar{\Psi} = \Psi / \psi_m$ при различных значениях параметра η : 1 — 0,03; 2 — 0,05; 3 — 0,1; 4 — 0,2; 5 — 0,5; 6 — 1

Температурное состояние сферической оболочки

Оценки термического сопротивления оболочки из тонкой алюминированной полимерной пленки в направлении нормали к поверхности по-

казывают, что температуру оболочки можно принять однородной по ее толщине. Действительно, оболочка из каптона [11], аналогом которого является полиимидная пленка ПМФ-352 с двусторонним покрытием политетрафторэтиленом (тефлоном) [22; 23] с коэффициентом теплопроводности $\lambda = 0,17$ Вт/(м·К), при толщине $h = 30$ мкм имеет весьма малое термическое сопротивление $h/\lambda \approx 1,8 \cdot 10^{-4}$ м²·К/Вт. Слой напыленного алюминия толщиной $h' = 10$ нм при коэффициенте теплопроводности $\lambda' = 206$ Вт/(м·К) [24] обладает термическим сопротивлением $h'/\lambda' \approx 5 \cdot 10^{-11}$ м²·К/Вт. Даже при завышенной оценке в 200 Вт/м² возможного значения плотности теплового потока, проходящего через оболочку, получим также завышенную оценку перепада температуры по толщине оболочки, не превышающую 0,04 К.

Эффективный коэффициент теплопроводности оболочки в тангенциальных направлениях, оцениваемый по формуле $\lambda_* = (\lambda h + \lambda' h') / (h + h')$ составит не более 0,18 Вт/(м·К). Это позволяет при формировании тепловой модели оболочки не учитывать перенос тепловой энергии путем теплопроводности вдоль поверхности оболочки. Малое значение полной теплоемкости оболочки позволяет считать ее температурное состояние установившимся при движении ККА на теневом участке орбиты.

Собственное излучение Земли относится к инфракрасной части спектра и для средней температуры излучающей поверхности Земли, оцениваемой значением 288 К, наибольшая интенсивность этого излучения соответствует, согласно закону Вина [21], длине волны около 10 мкм. При близких к указанному значению температурах допустимо считать коэффициент A' поглощения излучения поверхностью равным ее коэффициенту ε' излучения, часто называемому «степенью черноты».

Материал оболочки примем непрозрачным для излучения. Свойства внутренней поверхности оболочки примем соответствующими модели диффузно-серой поверхности [21], что позволяет считать равными коэффициенты A поглощения и ε излучения этой поверхности. Все упомянутые оптические характеристики внешней и внутренней поверхности оболочки полагаем неизменными на каждой из поверхностей. При наличии в оболочке оборудования ККА считаем, что занимаемый им объем достаточно мал. Это дает возможность при анализе переноса излучения внутри оболочки не учитывать возможного взаимного затенения участков ее внутренней поверхности. Отсюда следует, что при осесимметричном относительно прямой $O'O$ (рис. 1) распределении плотности падающего собственного излучения Земли искомое установившееся распределение температуры в оболочке также долж-

но быть осесимметричным, описываемым функцией $T(\psi)$ лишь одного аргумента ψ . Поскольку давление газа в полости оболочки ККА диаметром даже порядка метра не превышает значения в 10 Па [7], а для более крупных оболочек имеет еще меньшее значение, переносом тепловой энергии в этой полости за счет теплопроводности газа (даже в случае использования высокотеплопроводного гелия) можно пренебречь и учитывать теплоперенос лишь путем излучения.

Принятые допущения позволяют перейти к рассмотрению модели непрозрачной для излучения сферической оболочки нулевой толщины радиусом r_0 , равным радиусу средней поверхности реальной оболочки ККА. Двумя близкими сечениями, перпендикулярными прямой $O'O$ (рис. 1), выделим из такой условной оболочки кольцевую полосу, положение которой характеризует угол ψ . Ее внешняя поверхность поглощает часть $A'q'(\psi)$ потока, падающего на оболочку излучения Земли плотностью $q'(\psi)$, и испускает поток собственного излучения плотностью $\varepsilon'\sigma_0 T^4(\psi)$, где $\sigma_0 \approx 5,6693 \cdot 10^{-8}$ Вт/(м²·К) – постоянная Стефана-Больцмана. Разность плотностей этих потоков составляет плотность $q^*(\psi)$ результирующего излучения с внутренней поверхности этой полосы, поступающего в полость оболочки. Тогда уравнение баланса потоков для единичной площадки внешней поверхности кольцевой полосы можно представить в виде

$$A'q'(\psi) - \varepsilon'\sigma_0 T^4(\psi) = q^*(\psi). \quad (2)$$

В силу вогнутости внутренней поверхности оболочки на рассматриваемую полосу от соседних кольцевых полос падает поток излучения плотностью q^* . Часть Aq^* этого потока поглощается, а часть $(1 - A)q^*$, отражаясь, снова поступает в полость оболочки (коэффициенты поглощения и отражения для непрозрачной оболочки в сумме составляют единицу). Особенность полости сферической оболочки состоит в том, что для нее $q^* = \text{const}$ [7–9] т.е. не зависит от угла ψ . В данном случае при $\varepsilon' = A'$ имеем

$$q_* = \bar{q}' = Q / (4\pi r_0^2)$$

– среднее по внешней поверхности оболочки значение плотности потока падающего на нее излучения Земли. В итоге уравнение баланса тепловых потоков для единичной площадки внутренней поверхности кольцевой полосы примет вид

$$A\bar{q}' + q^*(\psi) = \varepsilon\sigma_0 T^4(\psi) \quad (3)$$

Исключив из соотношений (2) и (3) величину q^* , при $\varepsilon = A$ получим формулу

$$T^4(\psi) = (A\bar{q}' + A'q'(\psi)) / ((A + A')\sigma_0), \quad (4)$$

определяющую установившееся распределение температуры по поверхности оболочки. Из этой формулы, в частности, следует, что температура участка оболочки при $\psi \geq \psi_m$, на которую не падает излучение Земли, не зависит от угловых координат. Эту температуру определяют параметр η и значения A и A' .

Оценка отклонения формы оболочки от сферической

Оболочку ККА при неизменной по ее толщине температуре и нагружении только внутренним давлением p допустимо считать безмоментной [14], а ее полимерный материал изотропным. Поскольку температурное состояние оболочки осесимметрично относительно прямой $O'O$ (рис. 1), она будет симметричной относительно оси, совпадающей с этой прямой, т. е. безмоментной оболочкой вращения относительно этой оси. Для такой оболочки уравнение равновесия в проекции на нормаль к ее средней поверхности (уравнение Лапласа) имеет вид

$$N_1 / R_1 + N_2 / R_2 = p \quad (5)$$

где N_1 и N_2 – погонные усилия соответственно в меридиональном и окружном направлениях; а R_1 и R_2 – радиусы кривизны средней поверхности оболочки в этих направлениях. Для полных деформаций безмоментной оболочки вращения в этих направлениях справедливы соотношения [14]:

$$\begin{aligned} \varepsilon_1 &= (du / d\theta + w) / R_1, \\ \varepsilon_2 &= (w + u \operatorname{ctg} \theta) / R_2 = u_r / r, \end{aligned} \quad (6)$$

где u и w – перемещения точки средней поверхности в меридиональном направлении и в направлении нормали к этой поверхности; θ – угол между осью оболочки и этой нормалью; $u_r = u \cdot \cos \theta + w \cdot \sin \theta$ – перемещение перпендикулярно оси оболочки; r – радиус контура поперечного сечения средней поверхности плоскостью, перпендикулярной оси оболочки.

В предположении упругой работы материала оболочки, согласно обобщенному закону Гука, для полных деформаций в меридиональном и окружном направлениях запишем

$$\begin{aligned} \varepsilon_1 &= (N_1 - \nu N_2) / (Eh + \alpha \Delta T(\psi)), \\ \varepsilon_2 &= (N_2 - \nu N_1) / (Eh + \alpha \Delta T(\psi)), \end{aligned} \quad (7)$$

где ν , E и α – соответственно коэффициент Пуассона, модуль Юнга и температурный коэффициент линейного расширения материала оболочки; $\Delta T(\psi) = T(\psi) - T_0$ – приращение температуры оболочки по сравнению с однородной по ее поверхности температурой T_0 , при которой оболочка имела сферическую форму с радиусом r_0 средней

поверхности. При нагружении оболочки вращения только внутренним избыточным давлением p в ее поперечном сечении радиусом r суммарная сила в направлении оси будет равна $P = 2\pi r N_1 \sin \theta = \pi r^2 p$. Отсюда, с учетом равенства $r = R_2 \sin \theta$ и уравнения (5), следует $N_1 = pr / (2 \cdot \sin \theta) = pR_2 / 2$ и $N_2 = (pR_2/2)(2 - R_2/R_1)$. Для сферической оболочки в этом случае $R_1 = R_2$ и $N_1 = N_2 = pR_1/2$. Если при осесимметричном распределении температуры по поверхности оболочки ККА в первом приближении принять $R_1 \approx R_2 \approx r_0$, то получим $N_2 \approx pR_2 / 2 = N_1$, что, согласно соотношениям (7), приводит к приближенному равенству $\varepsilon_1 \approx \varepsilon_2$. Тогда из формул (6) следует $du/d\theta \approx u \cdot \operatorname{ctg} \theta$, т. е. $u \approx C \cdot \sin \theta$, где $C = \text{const}$. В итоге принятого приближения из первых равенств (6) и (7) находим

$$w \approx pr_0^2(1-\nu) / (2Eh) + \alpha r_0 \Delta T(\psi) - C \cos \theta$$

Перемещение точек средней поверхности оболочки в направлении ее оси равно [14] $u_1 = u \cdot \sin \theta - w \cdot \cos \theta$, что с учетом формул для перемещений u и w дает

$$u_1 \approx C - (pr_0(1-\nu) / (2Eh) + \alpha \Delta T(\psi)) r_0 \cos \theta$$

Если за нуль отсчета перемещения u_1 принять ближайшую к Земле точку при $\psi = \theta = 0$ (рис. 1), то получим

$$\begin{aligned} C &= p(r_0 + w_0)^2(1-\nu) / (2Eh) + \alpha(r_0 + w_0) \Delta T(\psi) \\ u_1 &\approx (p(r_0 + w_0)(1-\nu) / (2Eh) + \alpha \Delta T(\psi)) \cdot \\ &\cdot (r_0 + w_0)(1 - \cos \theta) \end{aligned} \quad (8)$$

Из вторых равенств (6) и (7) следует

$$u_r \approx (pr_0(1-\nu) / (2Eh) + \alpha \Delta T(\psi)) r_0 \sin \theta \quad (9)$$

Из формул (8) и (9) видно, что изменение давления в рамках принятого приближения не искажает форму сферической оболочки, а лишь приводит к одинаковому во всех точках средней поверхности некоторому приращению ее первоначального радиуса r_0 . Отклонение формы оболочки от сферической непосредственно связано с неравномерностью распределения температуры по ее поверхности, причем эта неравномерность возникает, согласно формуле (4), только на облучаемой Землей части этой поверхности. Из соотношений (8) и (9) следует, что перемещения, вызванные лишь неравномерностью распределения температуры, при отождествлении в первом приближении угла θ с углом ψ можно оценить по формулам

$$\begin{aligned} u_r^* &= \alpha \Delta T(\psi) r_0 \sin \psi, \\ u_1^* &= \alpha \Delta T(\psi) r_0 (1 - \cos \psi) \end{aligned} \quad (10)$$

Результаты расчетов

Степень влияния излучения Земли на температурное состояние оболочки ККА зависит от значения параметра η . Для сравнения проведем вычисления при четырех значениях этого параметра, равных 0,03; 0,05; 0,1 и 0,2, что соответствует значениям высоты H над ее поверхностью Земли, равным 191,3; 318,6; 637,1 и 1274,3 км.

Пусть оболочка ККА изготовлена из упомянутой выше полиимидной пленки ПМФ-352 с напылением алюминия на внешней поверхности. Коэффициент поглощения A внутренней поверхности такой оболочки будет не менее 0,5 [25]. Увеличение значения A приводит к выравниванию распределения температуры по поверхности оболочки и уменьшению наибольшего значения $T(0)$ температуры при $\psi = 0$ в точке, ближайшей к поверхности Земли. Для сравнения при проведении расчетов примем два крайних значения $A = 0,5$ и $A = 1$ (второе значение для полости оболочки соответствует модели абсолютно черного тела [21]).

Для коэффициента поглощения слоя напыленного алюминия в его исходном состоянии после напыления можно использовать линейную зависимость $A'(T) = 0,025 - 0,00007 \cdot (300 - T)$ от температуры T [26], установленную в промежутке от 100 К до 300 К для охлажденного расплава алюминия с неокисленной поверхностью. Однако при контакте слоя алюминиевого покрытия с атмосферным воздухом происходит окисление поверхности этого слоя и увеличение этого коэффициента. Кроме того, в процессе пребывания в космосе поверхность оболочки подвержена микрометеоритному воздействию, что приводит к возникновению шероховатости поверхности покрытия и возрастанию его коэффициента излучения. В силу отсутствия определенности величины коэффициента A' расчеты проведены для трех его дискретных значений, равных 0,015; 0,05 и 0,15.

Результаты расчетов распределения температуры по поверхности сферической оболочки ККА в зависимости от отношения $\bar{\psi} = \psi / \psi_m$ для указанных значений параметра η приведены на рис. 4–7. На всех этих рисунках сплошные кривые построены при значении $A = 0,5$, а штрихпунктирные – при значении $A = 1$. Кривые 1, 2 и 3 отвечают значениям соответственно 0,015; 0,05 и 0,15.

При фиксированном сочетании коэффициентов поглощения A и A' наибольшая температура сферической оболочки, соответствующая значению $\bar{\psi} = 0$, и температура изотермического участка, отвечающая значению $\bar{\psi} = 1$, убывают по мере возрастания параметра η . Это вызвано увеличением высоты ККА над поверхностью Земли

и связано с уменьшением потока излучения, падающего на поверхность оболочки. Но даже при $\eta = 0,2$ общий уровень температур (рис. 7) остается допустимым для такого полимерного материала, как пленка ПМФ-352 [27; 28]. Из представленных результатов видно, что при фиксированных значениях параметра η и коэффициента A неравномерность распределения температуры увеличивается с увеличением коэффициента A' , а при неизменных значениях η и A' переход от $A = 0,5$ к $A = 1$, как и следовало ожидать, в связи с выравниванием распределения температуры по поверхности оболочки температура изотермического участка оболочки возрастает.

Найденные распределения температуры по поверхности оболочки ККА могут быть использованы для оценки по формулам (10) отклонения формы этой оболочки от исходной сферической.

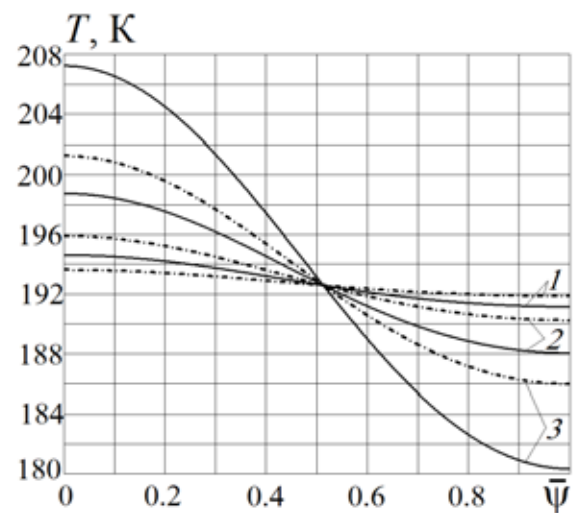


Рис. 4. Графики зависимости $T(\bar{\psi})$ от $\bar{\psi}$ при значении параметра $\eta = 0,03$

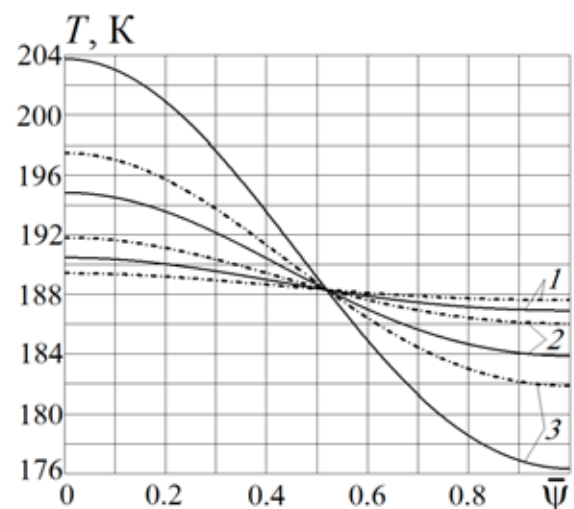


Рис. 5. Графики зависимости $T(\bar{\psi})$ от $\bar{\psi}$ при значении параметра $\eta = 0,05$

На рис. 8 и рис. 9 штрихпунктирной дугой полуокружности представлен контур продольного сечения средней поверхности оболочки при однородном распределении температуры T_0 , равной рассчитанному значению $T(\pi/2)$ (отсчет угла ψ происходит от положительного направления оси Ox_1).

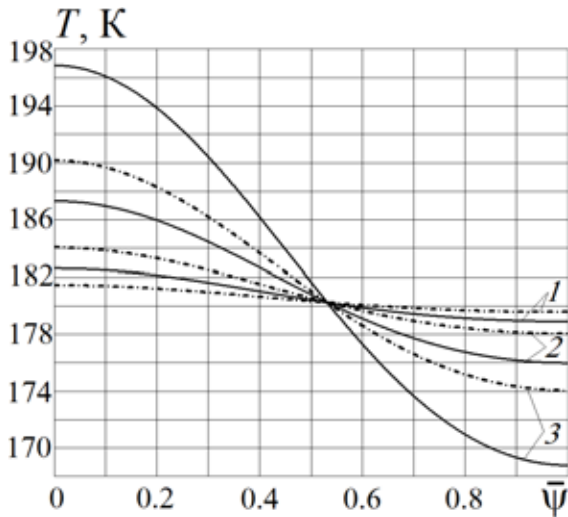


Рис. 6. Графики зависимости $T(\bar{\psi})$ от $\bar{\psi}$ при значении параметра $\eta = 0,1$

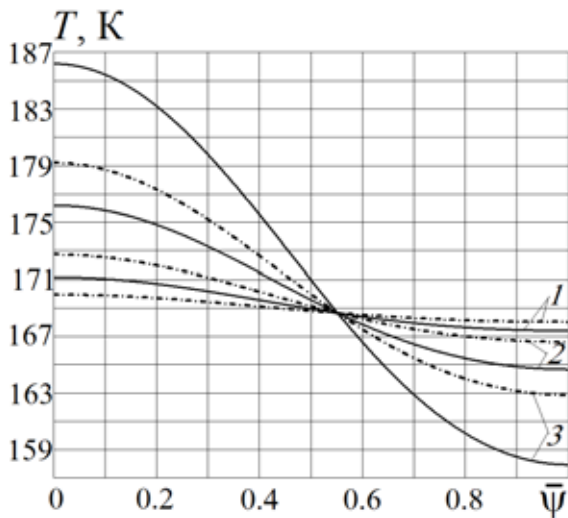


Рис. 7. Графики зависимости $T(\bar{\psi})$ от $\bar{\psi}$ при значении параметра $\eta = 0,2$

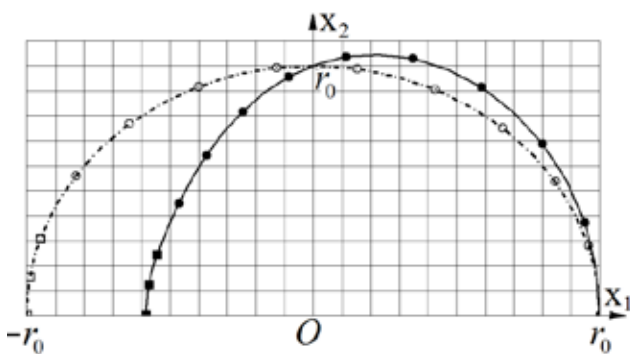


Рис. 8. Отклонение формы контура средней поверхности оболочки при $\eta = 0,05$

Светлыми кружками на этой полуокружности отмечена часть контура, на которую падает излучение Земли, а светлыми квадратами – его часть с постоянной температурой. Смещение темных кружков и квадратов на сплошной кривой по отношению к светлым позволяет сравнить степень локального искажения исходного контура средней поверхности при рассчитанном неоднородном распределении температуры $T(\psi)$. На участке контура с темными квадратами температура постоянна. Поэтому эта часть оболочки сохраняет сферическую форму, но с меньшим по сравнению с r_0 радиусом r_* , определяемым отношением $(r_0 - r_*)/r_0 = \alpha(T(\pi/2) - T(\pi))$. Для наглядности относительное изменение этого радиуса и смещение темных кружков по отношению к светлым увеличено на рис. 8 в $0,02 \cdot K^{-1/\alpha}$ раз, а на рис. 9 – в $0,05 \cdot K^{-1/\alpha}$ раз.

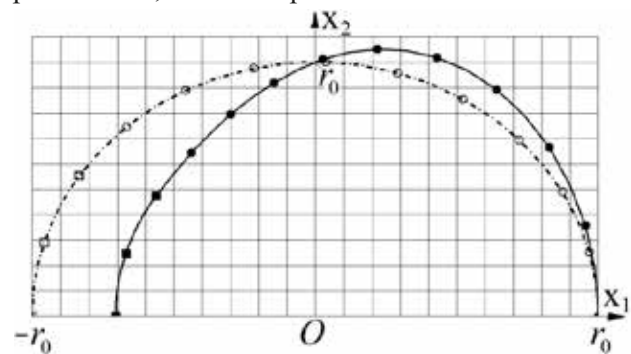


Рис. 9. Отклонение формы контура средней поверхности оболочки при $\eta = 0,2$

Из сравнения штрихпунктирной полуокружности со сплошной кривой видно, что в окрестности наиболее близкой к Земле точки оболочки ее радиусы кривизны увеличиваются по сравнению с исходным значением, равным r_0 . Затем по мере возрастания угла ψ при продолжающемся росте значения R_2 радиус кривизны R_1 начинает убывать. При $\psi > \pi/2$ после достижения радиусом R_2 максимальной величины его значение начинает убывать и сближается с возрастающим значением R_1 до их совпадения при $\psi \approx 2,83 \approx 162^\circ$ на рис. 8 и при $\psi \approx 2,56 \approx 146^\circ$ на рис. 9.

Заключение

Тепловая часть представленной комплексной математической модели, описывающая установившееся температурное состояние алюминированной полимерной сферической оболочки ККА, находящегося на затененном участке околоземной орбиты, позволяет установить зависимость распределения температуры по поверхности этой оболочки от высоты космического аппарата над поверхностью Земли и от коэффициентов излучения внешней и внутренней по-

верхностей оболочки. Эта зависимость использована для оценки отклонения формы оболочки от сферической, вызванного неравномерностью распределения температуры. Полученные ре-

зультаты могут быть полезны для прогноза работоспособности ККА на затененном участке околоземной орбиты.

Список литературы

1. Малые космические аппараты информационного обеспечения / Под ред. В. Ф. Фатеева. М. : Радиотехника, 2010. 320 с.
2. Ракеты и космические аппараты конструкторского бюро «Южное» / А. Н. Машенко, В. Н. Паппо-Корыстин, В. А. Пашенко, В. Г. Васильев; под общей редакцией Генерального конструктора С. Н. Конюхова. Днепропетровск : ГKB «Южное» им. М.К. Янгеля, 2000. 240 с.
3. Тарасенко М. В. Военные аспекты советской космонавтики. М. : Агентство Российской печати, ТОО «Николь», 1992. 164 с.
4. Freeland R. E., Bilyeu G. D., Veal G. R. Development of flight hardware for a large, inflatable-deployable antenna experiment // *Acta Astronautica*, 1996, vol. 38, no. 4–8, pp. 251–260. doi: 10.1016/0094-5765(96)00030-6.
5. Chodimella S. P., Moore J., Otto J., Fang H. Design evaluation of a large aperture deployable antenna // *AIAA Papers*, 2006, no. 1603, pp. 1–20. doi: 10.2514/6.2006-1603.
6. Зимин В. Н., Крылов А. В., Мешковский В. Е., Сдобников А. Н., Файзуллин Ф. Р., Чурилин С. А. Особенности расчета раскрытия крупногабаритных трансформируемых конструкций различных конфигураций // *Наука и образование*. 2014. №10. С. 179–191. doi: 10.7463/1014.0728802.
7. Зарубин В. С., Зимин В. Н., Кувыркин Г. Н. Температурное состояние и отклонение формы сферической оболочки космического калибровочно-стировочного аппарата // *Аэрокосмический научный журнал*. 2016. № 1. С. 27–45. doi: 10.7463/aersp.0116.0831867.
8. Zarubin V. S., Zimin V. N., Kuvyrkin G. N. Temperature distribution in the spherical shell of a gauge-alignment spacecraft // *Journal of Applied Mechanics and Technical Physics*, 2017, vol. 58, no. 6, pp. 1083–1090. doi: 10.1134/S0021894417060141.
9. Зарубин В. С., Зимин В. Н., Кувыркин Г. Н. Температурное состояние оболочки калибровочного космического аппарата на теневом участке околоземной орбиты // *Аэрокосмический научный журнал*. 2016. № 4. С. 22–37. doi: 10.7463/aersp.0416.0846458.
10. Основы теплопередачи в авиационной и ракетно-космической технике / Под ред. В. К. Кошкина. М. : Машиностроение, 1975. 624 с.
11. Optical Calibration Sphere Experiment [Электронный ресурс]. URL: <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/j/jawsat#footback10> (дата обращения 25.08.2018).
12. Зимин В. Н. К вопросу моделирования и расчета динамики раскрытия трансформируемых космических конструкций // *Оборонная техника*. 2006. № 1. С. 123–127.
13. Zarubin V. S., Kuvyrkin G. N. Mathematical Modeling of Thermomechanical Processes under Intense Thermal Effect // *High Temperature*, 2003, vol. 41, no. 2, pp. 257–265. doi: 10.1023/A:1023390021091.
14. Балабух Л. И., Колесников К. С., Зарубин В. С., Алфутов Н. А., Усюкин В. И., Чижов В. Ф. Основы строительной механики ракет. М. : Высшая школа, 1969. 496 с.
15. Марчук Г. И., Кондратьев К. Я., Козодеров В. В. Радиационный баланс Земли: ключевые аспекты. М. : Наука, 1988. 224 с.
16. Павлов А. В. Оптико-электронные приборы. М. : Энергия, 1974. 360 с.
17. Кондратьев К. Я., Дьяченко Л. Н., Козодеров В. В. Радиационный баланс Земли. Л. : Гидрометеиздат, 1988. 350 с.
18. Gilmor D. G. Spacecraft thermal control handbook. vol. 1. Fundamental Technologies / El Segundo, California, Aerospace Press, 2002. 836 p.
19. Комарова М. А. Температурные условия на корпусе узлового модуля на этапе автономного полета к международной космической станции // *Известия РАН. Энергетика*. 2012. № 2. С. 23–30.
20. Гукало А. А., Грибков А. С. Оптимизация температуры плоского и крестообразного холодильника–излучателя космической ядерной энергетической установки с учетом внешнего теплового излучения // *Известия РАН. Энергетика*. 2012. № 2. С. 103–110.
21. Зигель Р., Хауэлл Дж. Теплообмен излучением / Пер. с англ. М. : Мир, 1975. 934 с.
22. Бюллер К. У. Тепло- и термостойкие полимеры / Пер. с нем. М. : Химия, 1984. 1056 с.
23. Аналитический портал химической промышленности [Электронный ресурс]. URL: <http://www.newchemistry.ru/production.php?cat-id=52&catparent=7&level=3> (дата обращения 28.08.2018).

24. Чиркин В. С. Теплофизические свойства материалов ядерной техники : справочник. М. : Атомиздат, 1968. 484 с.
25. Многослойные и комбинированные пленочные материалы и изделия из них: интернет-ресурс [Электронный ресурс]. URL: rccgroup.ru/plast/wp-content/uploads/3.9.-Ivanenko.ppt (дата обращения 28.08.2018).
26. Излучательные свойства твердых материалов : справочник / Под общ. ред. А. Е. Шейндлина. М. : Энергия, 1974. 472 с.
27. Обзор базовых свойств и сфер применения политетрафторэтилена (PTFE) [Электронный ресурс]. URL: http://www.engplast.ru/entry.php?198&id=2 (дата обращения 28.08.2018).
28. Комков М. А., Сабельников В. В., Баслык К. П. Конструктивно-технологический анализ трубопроводов, намотанных из полиимидофторопластовой пленки // Вестник МГТУ им. Н. Э. Баумана. Сер. Машиностроение. 2012. С. 78–86.

TEMPERATURE STATE AND ESTIMATION OF DEVIATION IN THE SHAPE OF THE SPHERICAL SHELL OF THE CALIBRATION SPACECRAFT IN THE SHADOW SECTION OF THE NEAR-EARTH ORBIT

V. S. Zarubin, V. N. Zimin, G. N. Kuvyrkin

Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation

A complex mathematical model describing alteration in a shape of a spherical shell of a calibration spacecraft is presented. The alteration is caused by the uneven temperature distribution over the shell surface when it is in the shadow section of the near-earth orbit. The thermal part of the model takes into account influence upon the shell of the own Earth radiation and the radiation heat transfer in the shell cavity. Unevenness of the shell surface radiation leads to the unevenness of the temperature distribution over the shell surface and thus to the alteration in shape of the spherical shell, that can affect the device functional characteristics. To determine the distortion in shape of the spherical shell, the fundamentals of the membrane theory of rotational shells were used. The quantitative analysis of the discussed model was carried out for cases of the steady non-uniform temperature distribution along the shell surface arising at different heights of the spacecraft above the Earth's surface. Obtained estimations of the distortion in shape of the shell of the calibration spacecraft can be compared with the permissible deviations that do not violate the spacecraft functional characteristics in the shadow section of the near-earth orbit.

Keywords: calibration spacecraft, spherical shell, Earth surface radiation, radiation heat transfer.

References

1. Fateev V. F. *Malye kosmicheskie apparaty informatsionnogo obespecheniya* [Small spacecrafts for information support]. Moscow, Radiotekhnika Publ., 2010, 320 p. (In Russian)
2. Mashchenko A. N., Pappo-Korystin V. N., Pashchenko V. A., Vasil'ev V. G. *Rakety i kosmicheskie apparaty konstruktorskogo byuro «Yuzhnoe»* [Rockets and spacecraft from the engineering department «Yuzhnoe»]. Dnepropetrovsk, The Yangel' state engineering department «Yuzhnoe» Publ., 2000, 240 p. (In Russian)
3. Tarasenko M. V. *Voennye aspekty sovetskoy kosmonavtiki* [Military aspects of the soviet astronautics]. Moscow, Russian press agency special partnership «Nicol'» Publ., 1992, 164 p. (In Russian)
4. Freeland R. E., Bilyeu G. D., Veal G. R. Development of flight hardware for a large, inflatable-deployable antenna experiment // *Acta Astronautica*, 1996, vol. 38, no. 4–8, pp. 251–260. doi: 10.1016/0094-5765(96)00030-6.
5. Chodimella S. P., Moore J., Otto J., Fang H. Design evaluation of a large aperture deployable antenna // *AIAA Papers*, 2006, no. 1603, pp. 1–20. doi: 10.2514/6.2006-1603.
6. Zimin V. N., Krylov A. V., Meshkovskiy V. E., Sdobnikov A. N., Fayzullin F. R., Churilin S. A. *Osobennosti rascheta raskrytiya krupnogabaritnykh transformiruemyykh konstrukcij razlichnykh konfiguracij* [Special features of deploy calculation for large transformable structures of different configuration] // *Nauka i obrazovanie, MGТУ im. N. E. Baumana*, 2014, no. 10, pp. 179–191. doi: 10.7463/1014.0728802. (In Russian)
7. Zarubin V. S., Zimin V. N., Kuvyrkin G. N. *Temperaturnoe sostoyanie i otklonenie formy sfericheskoy obolochki kosmicheskogo kalibrovochnoyustirovochnogo apparata* [Temperature state and deviation in a shape of a spherical shell of a space calibrator] // *Aerokosmicheskiiy nauchnyy zhurnal*, 2016, no. 1, pp. 27–45. doi: 10.7463/aersp.0116.0831867. (In Russian)

8. Zarubin V. S., Zimin V. N., Kuvyrkin G. N. Temperature distribution in the spherical shell of a gauge-alignment spacecraft // *Journal of Applied Mechanics and Technical Physics*, 2017, vol. 58, no. 6, pp. 1083–1090. doi: 10.1134/S0021894417060141. (In Russian)
9. Zarubin V. S., Zimin V. N., Kuvyrkin G. N. *Temperaturnoe sostoyanie obolochki kalibrovochnogo kosmicheskogo apparata na tenevom uchastke okolozemnoj orbity* [Temperature state of a shell of a gauge spacecraft on the shadow section of the near-earth orbit]. *Aerokosmicheskiiy nauchnyy zhurnal*, 2016, no. 4, pp. 22–37. doi: 10.7463/aersp.0416.0846458. (In Russian)
10. Koshkin V. K. *Osnovy teploperedachi v aviatsionnoy i raketno-kosmicheskoy tekhnike* [Fundamentals of heat-transfer in aviation and space-rocket engineering]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1975, 624 p. (In Russian)
11. Optical Calibration Sphere Experiment. Available at: <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/j/jawsat#footback10> (accessed 25.08.2018).
12. Zimin V. N. *K voprosu modelirovaniya i rascheta dinamiki raskrytiya transformiruemyyh kosmicheskikh konstrukcij* [On modeling and calculation of deployment dynamics of transformable space structures] // *Oboronnaya tekhnika*, 2006, no. 1, pp. 123–127. (In Russian)
13. Zarubin V. S., Kuvyrkin G. N. Mathematical Modeling of Thermomechanical Processes under Intense Thermal Effect // *High Temperature*, 2003, vol. 41, no. 2, pp. 257–265. doi: 10.1023/A:1023390021091.
14. Balabukh L. I., Kolesnikov K. S., Zarubin V. S., Alfutov N. A., Usyukin V. B., Chizhov V. F. *Osnovy stroitel'noy mekhaniki raket* [Fundamentals of the rocket structural mechanics]. Moscow, Visshaya shkola Publ., 1969, 496 p. (In Russian)
15. Marchuk G. I., Kondrat'ev K. Ya., Kozoderov V. V. *Radiatsionny balans Zemli: klyucheveye aspekty* [Earth-radiation budget: main aspects]. Moscow, Nauka Publ., 1988, 224 p. (In Russian)
16. Pavlov A. B. *Optiko-elertronnye pribory* [Optoelectronic devices]. Moscow, Energiya Publ., 1974, 380 p. (In Russian)
17. Kondrat'ev K. Ya., D'yachenko L. N., Kozoderov V. V. *Radiatsionny balans Zemli* [Earth-radiation budget]. Leningrad, Gidrometeoizdat Publ., 1988, 350 p. (In Russian)
18. Gilmore D. G. *Spacecraft thermal control handbook*. vol. 1. *Fundamental Technologies / El Segundo*, California, Aerospace Press, 2002. 836 p.
19. Komarova M. A. *Temperaturnye usloviya na korpuse uzlovogo modulya na eh tape avtonomnogo poleta k mezhdunarodnoj kosmicheskoy stancii* [Temperature conditions at the main module airframe on the stage of autonomy flight to the international space station] // *Izvestiya RAN. Energetika*, 2012, no. 2, pp. 23–30. (In Russian)
20. Gukalo A. A., Gribkov A. S. *Optimizatsiya temperatury ploskogo i krestoobraznogo holodil'nika–izluchatelya kosmicheskoy yadernoy ehnergeticheskoy ustanovki s uchedom vneshnego teplovogo izlucheniya* [Temperature optimization for a flat cross-formed cooler-emitter of a space nuclear power system that takes into account the outer heat radiation] // *Izvestiya RAN. Energetika*, 2012, no. 2, pp. 103–110. (In Russian)
21. Zigel' R., Khaueil G. *Teploobmen izlucheniem* [Radiative heat exchange]. Moscow, Mir Publ., 1975, 934 p. (In Russian)
22. Byuller K. U. *Teplo- i termostoykie polimery* [Heat-resistant polymers]. Moscow, Khimiya Publ., 1984, 1056 p. (In Russian)
23. *Analiticheskiy portal khimicheskoy promyshlennosti* [Analytical portal of the chemical industry]. Available at: <http://www.newchemistry.ru/production.php?cat-id=52&catparent=7&level=3> (accessed 28.08.2018). (In Russian)
24. Chirkin V. S. *Teplofizicheskie svoystva materialov yadernoy tekhniki. Spravochnik* [Heat-transfer properties of the nuclear engineering materials. Reference book]. Moscow, Atomizdat Publ., 1968, 484 p. (In Russian)
25. *Mnogosloynnye i kombinirovannye plenochnye materialy i izdeliya iz nikh* [Multilayer and combined film materials and product made from them]. Available at: <http://rccgroup.ru/plast/wp-content/uploads/3.9.-Ivanenko.ppt> (accessed 28.08.2018). (In Russian)
26. Sheydlin A. E. *Izluchatel'nye svoystva tverdykh materialov* [Emitting properties of the hard materials]. Moscow, Energiya Publ., 1974, 472 p. (In Russian)
27. *Obzor bazovykh svoystv i sfer primeneniya politetraftoretilena (PTFE)* [Review of fundamental properties and applications of polytetrafluoroethylene (PTFE)]. Available at: <http://www.engplast.ru/entry.php?198&id=2> (accessed 28.08.2018). (In Russian)
28. Komkov M. A., Sabel'nikov V. V., Baslyk K. P. *Konstruktivno-tekhnologicheskij analiz truboprovodov, namotannyh iz poliimidofloroplastovoy plenki* [Constructively-technological analysis of pipe conduits wound with polyimido-fluoroplastic film] // *Vestnik MGTU im. N. E. Baumana, Mashinostroenie*, 2012, pp. 78–86. (In Russian).

СВ-СИНТЕЗ TiB_2 - $MgAl_2O_4$ КОМПОЗИТОВ ДЛЯ ЖАРОСТОЙКИХ ПОКРЫТИЙ

Н. И. Афанасьев, Н. И. Радишевская, О. К. Лепакова,

А. Ю. Назарова, В. Д. Китлер

Томский научный центр СО РАН,
г. Томск, Российская Федерация

Бориды металлов широко используются в качестве теплоизоляционных материалов, но в условиях высокотемпературных окислительных сред эффективность их применения значительно снижается. Для повышения термостойкости конструкционных материалов на основе диборида титана и предотвращения роста кристаллов TiB_2 применяли добавки химически стойкой алюмомагнезиевой шпинели, обладающей огнеупорными свойствами. Целью данной работы являлось исследование структуры композита TiB_2 - $MgAl_2O_4$, полученного методом самораспространяющегося высокотемпературного синтеза двумя способами. Первый – СВ-синтез диборида титана из его элементов с добавкой алюмомагнезиевой шпинели. Другим способом решения получения термостойкого композиционного материала является СВ-синтез алюмомагнезиевой шпинели с добавлением готового диборида титана. Наилучшие результаты получены первым способом. Структура с равномерным распределением мелких зерен TiB_2 синтезирована с добавкой 25 % масс. $MgAl_2O_4$. Составы исследовали рентгенофазовым анализом (ДРОН-ЗМ, фильтрованное Cu - k_α -излучение), ИК-спектроскопией (Nicolet 5700) и сканирующей электронной микроскопией (Philips SEM 515). Полученный материал представляет собой композит, в котором частицы TiB_2 , имеющие размер, не превышающий 5 мкм, равномерно распределены в матрице алюмомагнезиевой шпинели.

Ключевые слова: диборид титана, алюмомагнезиевая шпинель, самораспространяющийся высокотемпературный синтез, композиты.

Введение

Карбиды и бориды металлов широко используются в качестве теплоизоляционных материалов, однако область их применения ограничена в результате окисления в агрессивных средах при высоких температурах. Для повышения их огнеупорности дополнительно вводится алюмомагнезиевая шпинель ($MgAl_2O_4$), имеющая температуру плавления 2135 °С, что соответствует высшей категории огнеупорности [1]. Для синтеза таких керамических материалов применяют магниевые и алюмотермические процессы синтеза. Так, с помощью металлургического восстановления в системе TiO_2 - MgO - Al_2O_3 -Al получены огнеупорные материалы на основе $MgAl_2O_4$ и карбонитридов титана [2]. Высокопрочный пористый керамический материал, в состав которо-

го входят $MgAl_2O_4$, TiB_2 , TiO_2 , $Al_4B_2O_6$, $Mg_2B_2O_5$, синтезирован в системе TiO_2 - B_2O_3 -Al с добавками MgO. Его можно использовать в качестве катализаторов при температурах 600–700 °С в открытой атмосфере [3; 4].

При получении тугоплавких неметаллических композиционных соединений с заданными свойствами широко используется метод самораспространяющегося высокотемпературного синтеза (СВС). С применением этого метода в данной работе получен композиционный материал на основе диборида титана и химически стойкой и огнеупорной алюмомагнезиевой шпинели, которая экранировала частицы TiB_2 и затормаживала протекание высокотемпературных твердофазных окислительных реакций в процессе эксплуатации материала.

Получали такой материал двумя способами. Первый – синтез диборида титана из его элементов с добавкой алюмомагнезиевой шпинели. Другим способом решения получения термостойкого композиционного материала является

синтез алюмомагнезиальной шпинели методом СВС с добавлением готового диборида титана.

Целью данной работы является получение методом СВС термостойкого композиционного материала на основе TiB_2 и $MgAl_2O_4$ двумя вышеперечисленными способами и исследование фазового состава и микроструктуры полученных материалов.

Материалы и методы исследования

Для приготовления реакционных смесей для синтеза композиционного материала первым способом использовали просушенные в вакууме при температуре 200 °С в течение 2 часов порошки титана марки ТПП-8 (содержание титана ~ 96 %, размер частиц < 160 мкм, ОАО «Ависма»), алюмомагнезиальной шпинели (ТУ 6-09-01-136) и бора аморфного (Б-99А-ТУ-6-02-585-75). Было приготовлено 4 смеси различного состава: 90 % $(Ti + 2B) + 10\% MgAl_2O_4$; 75 % $(Ti + 2B) + 25\% MgAl_2O_4$; 60 % $(Ti + 2B) + 40\% MgAl_2O_4$; 55 % $(Ti + 2B) + 45\% MgAl_2O_4$. Порошки тщательно перемешивали до получения однородной шихты, из которой на гидравлическом прессе формовали пористые (40–45 %) цилиндрические образцы диаметром 20 и длиной 30–32 мм. Синтез проводили в установке постоянного давления в атмосфере аргона при давлении ~ 6 атм. Воспламенение образцов осуществляли с помощью вольфрамовой спирали.

В качестве исходных реагентов для второго способа использовали смеси порошков оксидов магния MgO и алюминия Al_2O_3 квалификации «ч», порошок алюминия марки АСД-4 дисперсностью менее 30 мкм с добавкой аморфного бора (Б-99А-ТУ-6-02-585-75) в количестве 4 % масс. с размером частиц 1–5 мкм и нитрат магния $Mg(NO_3)_2 \cdot 6H_2O$ «хч». В смесь добавляли поро-

шок TiB_2 (10 % масс. и 20 % масс.), полученный СВС методом. Синтез композита осуществляли в стаканчиках из металлической сетки на воздухе при атмосферном давлении, которые помещались в градиентную печь сопротивления. Для синтеза использовали образцы насыпной плотности, воспламенение которых осуществляли в верхней части образца, где температура печи была максимальной.

Температуры горения определяли вольфрамо-рениевой термопарой ВР5–ВР20 диаметром 100 мкм, регистрацию данных осуществляли с помощью аналого-цифрового преобразователя ЛА-20USB, соединённого с персональным компьютером. Составы полученных материалов подтверждены рентгенофазовым анализом (Дрон-3М, фильтрованное $Co\ \alpha$ -излучение), ИК-спектроскопией (ИК-Фурье спектрометр Nicolet-5700). Для изучения микроструктуры использовали оптический микроскоп (Axiovert 200M) и растровый электронный микроскоп SEM-515 (Philips). Испытания на микротвердость проводили на микротвердомере ПМТ-3 при нагрузке на пирамидку Виккерса 100 г в соответствии с требованиями ГОСТа 9450-60.

Результаты и обсуждение

Для смеси порошков с соотношением компонентов $Ti:B = 1:2$ адиабатическая температура горения составляет $T_{ад} = 3190\ K$ [5]. Высокая температура синтеза диборида титана способствуют расплавлению алюмомагнезиальной шпинели, которая, растекаясь по поверхности его зёрен, формирует матрицу, обеспечивающую защиту поверхности TiB_2 шпинелью. В данном случае алюмомагнезиальная шпинель $MgAl_2O_4$ по отношению к смеси $(Ti + B)$ является инертном. В табл. 1 приведены физико-химические свойства шпинели и диборида титана [6; 7].

Таблица 1

Физико-химические свойства соединений

Соединение	ρ , г/см ³	$T_{пл}$, °С	$-\Delta H^\circ_{обр}$, кДж/моль
$MgAl_2O_4$	3,58	2135	2307,8
TiB_2	4,45–4,50	2850	293,3
$MgTiO_3$	3,91	1630 (1680)	1569,6
$\alpha-Al_2O_3$	3,99	2045	1675,0

На рис. 1 представлена термограмма процесса горения системы TiB_2 (75 % масс.) + $MgAl_2O_4$ (25 % масс.). Как видно из рисунка, максимальная температура синтеза составляет

2300 °С, что выше температуры плавления шпинели.

Синтез алюмомагнезиальной шпинели протекает при меньших температурах (рис. 2).

Воспламенение происходит при температуре $\sim 330^\circ C$ и достигает максимальной температуры процесса $\sim 1500^\circ C$, что ниже температуры плавления TiB_2 .

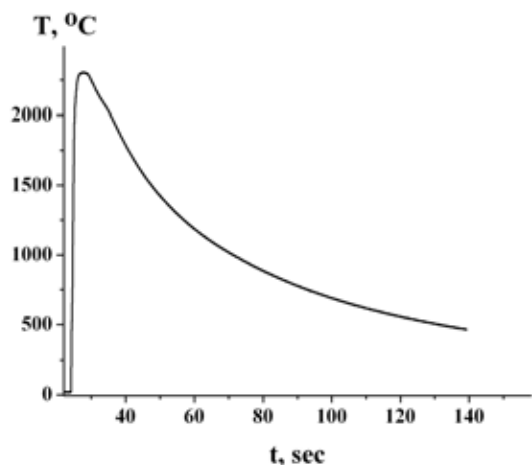


Рис. 1. Термограмма процесса горения системы 75 % масс. TiB_2 + 25 % масс. $MgAl_2O_4$

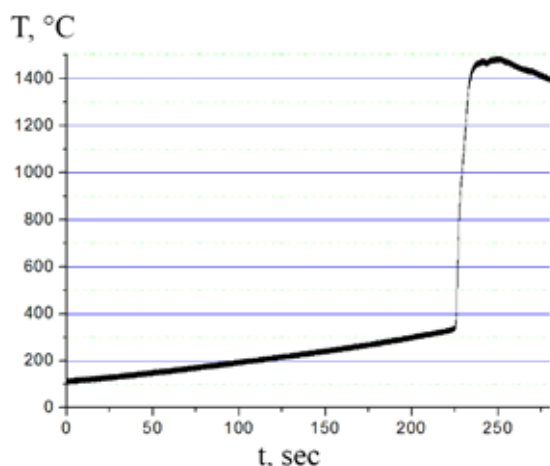


Рис. 2. Температурно-временной профиль СВ-синтеза алюмомагнезиальной шпинели, шихта которой состоит из смеси MgO , Al_2O_3 , $Mg(NO_3)_2 \cdot 6H_2O$, Al и B (4 % масс.)

В зависимости от содержания вводимой шпинели в состав композита на основе TiB_2 , полученного первым способом, наблюдается изменение микроструктуры образцов. При количестве $MgAl_2O_4 < 10\%$ наблюдаются зерна диборида титана, не полностью окруженные затвердевшим расплавом $MgAl_2O_4$. Большое количество вводимой $MgAl_2O_4$ (40 % масс.) формирует неоднородную структуру, включающую в себя отдельные области, состоящие из диборида титана и алюмомагнезиальной шпинели. Наилучшие результаты получаются при содержании шпинели в количестве 25 % масс. (рис. 3). Микроструктура состоит из мелких зерен TiB_2 (светлые кристаллы), полностью окруженных шпинелью (тёмные области).

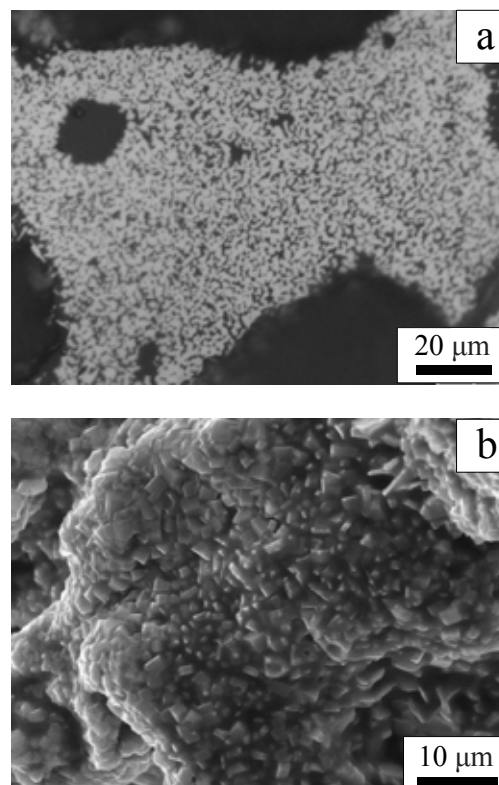


Рис. 3. Микроструктуры СВС-композитов на основе диборида титана с добавлением 25 % $MgAl_2O_4$, где (a) – оптический микроскоп Axiovert 200M и (b) – растровый электронный микроскоп SEM-515 (Philips)

В результате исследования микроструктуры установлено, что добавка 25 % $MgAl_2O_4$ привела к существенному уменьшению кристаллов TiB_2 (~ 2 мкм), которые окружены застывшим расплавом алюмомагнезиальной шпинели.

Рентгенофазовый анализ исследуемых образцов, приведенный на рис. 4, показал, что в составе алюмомагнезиальной шпинели содержится 12 % масс. Al_2O_3 . Как видно из рисунка, шпинель определяется в композите, содержащем 25 % масс. $MgAl_2O_4$, хотя металлографически шпинель идентифицируется уже при содержании 10 % масс.

ИК-спектроскопические исследования композита, содержащего 25 % масс. $MgAl_2O_4$, показали, что в его составе, наряду с TiB_2 , $MgAl_2O_4$ и $\alpha-Al_2O_3$, содержится незначительно $MgTiO_3$ (рис. 5).

На рис. 5 (кривая 1) наблюдаются две основные полосы поглощения с максимумами при $692,0\text{ см}^{-1}$ и $540,0\text{ см}^{-1}$, относящиеся к тетраэдрически координированному магнию MgO_4 и октаэдрически координированному алюминию AlO_6 алюмомагнезиальной шпинели. Неупорядоченность структуры шпинели, приводящая к изменению силы связи в катионной под решетке шпинели, проявляется появлением по-

лосы поглощения при $558,7 \text{ см}^{-1}$ [8]. Небольшой пик в интервале частот $\sim 800\text{--}900 \text{ см}^{-1}$ свидетельствует о присутствии Al_2O_3 в составе шпинели (кривая 3).

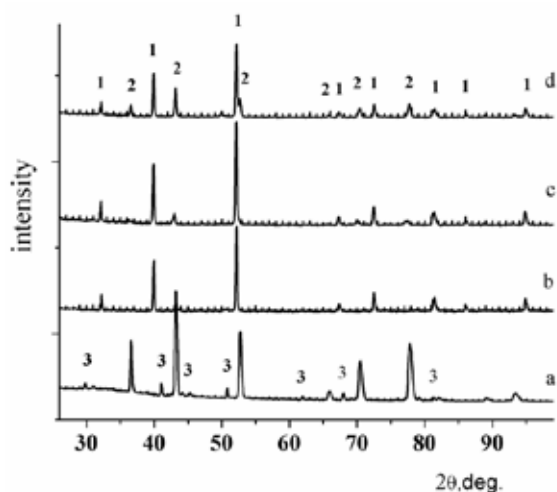


Рис. 4. Дифрактограммы композитов на основе TiB_2 с различным содержанием алюмомагнезиальной шпинели: (а) – MgAl_2O_4 , (б) – $\text{TiB}_2 + 10\% \text{ MgAl}_2\text{O}_4$, (с) – $\text{TiB}_2 + 25\% \text{ MgAl}_2\text{O}_4$, (д) – $\text{TiB}_2 + 40\% \text{ MgAl}_2\text{O}_4$; 1 – TiB_2 , 2 – MgAl_2O_4 , 3 – Al_2O_3

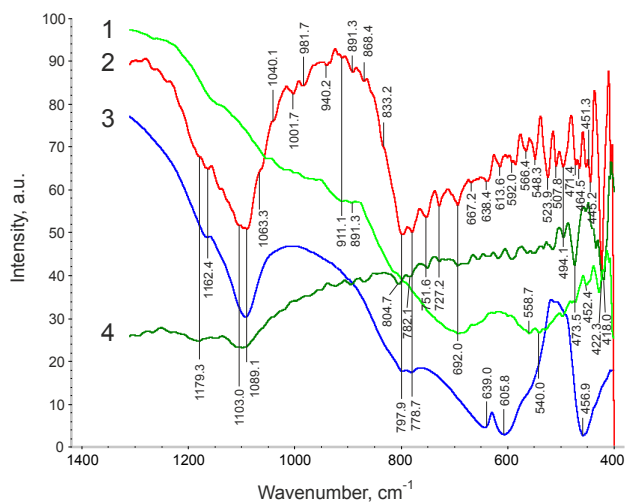
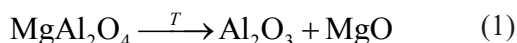


Рис. 5. ИК-спектры в интервале частот $400\text{--}1300 \text{ см}^{-1}$: (1) – MgAl_2O_4 ; (2) – композит $\text{TiB}_2\text{--}25\% \text{ масс. MgAl}_2\text{O}_4$, (3) – серый корунд, (4) – TiB_2

Диборид титана, содержащийся в композите, проявляется характерными полосами поглощения при $473,5 \text{ см}^{-1}$ и 418 см^{-1} (кривые 2 и 4).

В процессе горения системы $75\% \text{ масс. TiB}_2 + 25\% \text{ масс. MgAl}_2\text{O}_4$ максимальная температура достигает $2300 \text{ }^\circ\text{C}$, что приводит к частичному разрушению MgAl_2O_4 .



Наличие полос поглощения в спектре композита при $638,4$; $592,0$ и $464,5 \text{ см}^{-1}$, характерных для октаэдрически координированного алюминия AlO_6 , и присутствие полос тетраэдрически координированного алюминия AlO_4 при $1089,1$; $797,9$ и $778,7 \text{ см}^{-1}$ указывает на содержание в продукте глиноземистой шпинели AlOAl_2O_3 . Эта шпинель, имеющая температуру плавления $1980 \text{ }^\circ\text{C}$, обнаружена при получении электрокорунда в восстановительной среде [1; 9; 10]. Для сравнения, ИК-спектр корунда приведен на рис. 5 (кривая 3). Кроме того, в спектре композита на уровне шумов проявляются полосы поглощения при $940,2$; $727,2$; $507,8$ и $451,3 \text{ см}^{-1}$, которые можно отнести к MgTiO_3 [11]. Образование данного соединения возможно во время синтеза на границе фаз между TiB_2 и MgAl_2O_4 . Кислород и MgO могут заимствоваться при термическом распаде шпинели.



В результате мелкозернистой структуры данного композита его ИК-спектр (кривая 2) представляет собой огибающую линию по спектру алюмомагнезиальной шпинели с наложением многочисленных частот колебаний связей, относящихся к TiB_2 , корунду, глиноземистой шпинели и MgTiO_3 .

Как видно из табл. 1, все присутствующие в композите компоненты имеют высокие значения температур плавления, что делает данный керамический материал огнеупорным.

В процессе СВ-синтеза композитного материала из смеси оксидов MgO и Al_2O_3 , нитрата магния $\text{Mg}(\text{NO}_3)_2 \cdot 6\text{H}_2\text{O}$ и порошков алюминия АСД-4, бора, с добавками TiB_2 (10 % масс. и 20 % масс.) получен керамический материал, состоящий, согласно рентгенофазовому анализу, в основном, из смеси MgAl_2O_4 , TiB_2 и $\alpha\text{-Al}_2\text{O}_3$. В составе композита незначительно определяются оксид Al_2O_4 , остаточный MgO и возможно BN (рис. 6). Наличие BN подтверждается ИК-спектроскопическим анализом (рис. 7).

На ИК-спектрах композита с различным содержанием TiB_2 в составе исходных реагентов наблюдаются как полосы поглощения тетраэдрически координированного магния $[\text{MgO}_4]$ при $696,7 \text{ см}^{-1}$ и октаэдрически координированного алюминия $[\text{AlO}_6]$ при $543,2 \text{ см}^{-1}$, относящиеся к алюмомагнезиальной шпинели, так и TiB_2 при $1098,2$; $474,4$ и 418 см^{-1} . Причем с увеличением содержания диборида титана в шихте наблюдается увеличение полосы поглощения при 418 см^{-1} со сдвигом в низкочастотную область до 412 см^{-1} , что связано с незначительным окислением TiB_2 и частичным замещением колебаний связи $\delta(\text{Ti-B})$ на $\delta(\text{Ti-O})$ с образованием оксида титана TiO [8]. При $1651,7 \text{ см}^{-1}$ фиксируется незначитель-

ное деформационное колебание δ(OH)-группы воды, адсорбированной на дибориде титана. Присутствует полоса поглощения тетраэдрически координированного алюминия AlO₄ при ~ 780 см⁻¹, относящаяся к оксиду Al₂O₃, определяемому также рентгенофазовым анализом.

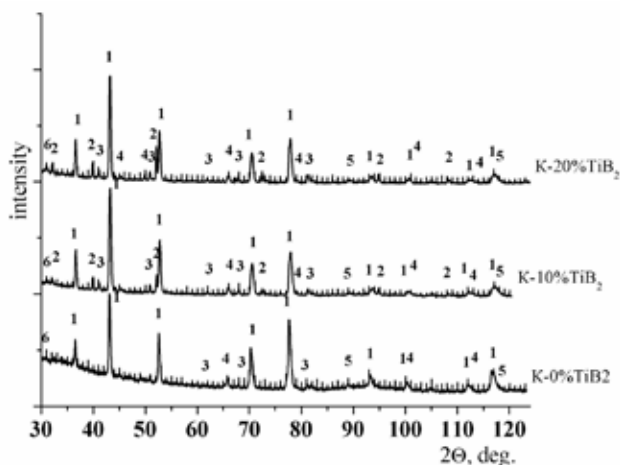
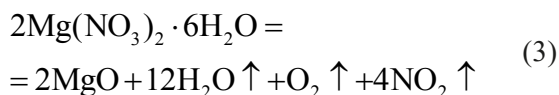


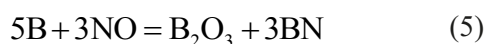
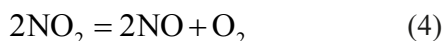
Рис. 6. Дифрактограммы композитов на основе MgAl₂O₄ с добавками TiB₂:

К-0 % TiB₂ – алюмомагнезиальная шпинель, полученная СВС методом; К-10 % TiB₂ – композит на основе алюмомагнезиальной шпинели, содержащий 10 % TiB₂; К-20 % TiB₂ – композит на основе алюмомагнезиальной шпинели, содержащий 20 % TiB₂;
1 – MgAl₂O₄, 2 – TiB₂, 3 – α-Al₂O₃, 4 – Al₂O₄, 5 – MgO, 6 – BN

Нитрид бора проявляется широкой полосой поглощения в интервале 1200–1600 см⁻¹ (характерное плечо при 1272,6 см⁻¹) и колебаниями связей при 925,5 (плечо), 816,7 см⁻¹, что указывает на гексагональную модификацию [12]. Он относится к тугоплавким (T_{пл} = 2973 °С), термически устойчивым, мало реакционноспособным соединениям и используется для изготовления высокоогнеупорных материалов. Образование BN происходит из смеси оксидов азота, выделившихся при разложении шестиводного нитрата магния.



Известно также, что при повышенных температурах (135–620 °С) двуокись азота разлагается на монооксид азота и кислород, а монооксид азота NO при 800 °С окисляет бор с образованием оксида и нитрида бора одновременно [13].



Действительно, наряду с нитридом бора определяется широкая полоса поглощения B₂O₃

с максимумами при 1477,3 и ~ 1450 см⁻¹, соответствующими ассиметричным валентным колебаниям связи В-О в плоском треугольнике [BO₃] и колебаниям самих треугольных группировок [BO₃] при 880,7 см⁻¹, что указывает на частичное окисление бора [14; 15].

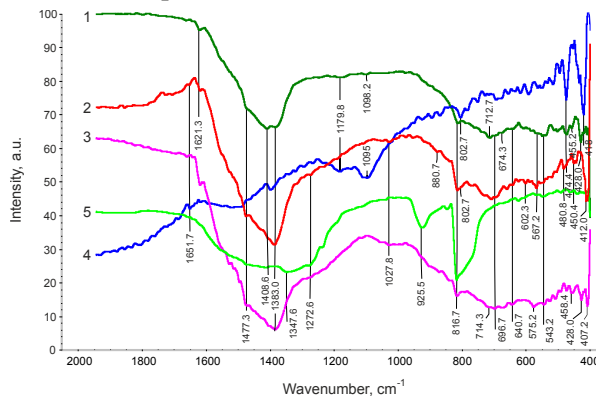


Рис. 7. ИК-спектры в интервале частот 400–2000 см⁻¹: (1) – композит (TiB₂-10 % масс.), (2) – композит (TiB₂-20 % масс.), (3) – MgAl₂O₄ (СВС-метод), (4) – TiB₂, (5) – нитрид бора (гексагональный)

В инфракрасном диапазоне при ~ 720; 567,2 и 450,4 см⁻¹ проявляется соединение, имеющее структуру аналогичную структуре перовскита [16]. К такому соединению может относиться и титанат магния MgTiO₃.

Оптические исследования подтверждают частичное разрушение диборида титана. На микрофотографии композита (20 % масс. TiB₂) видно, что частицы TiB₂, находящиеся в матрице из алюмомагнезиальной шпинели, окружены ореолом из частиц желтого цвета (рис. 8). Вследствие того, что синтез полученного материала проводился на воздухе в агрессивной окислительной среде, наблюдается частичное окисление кристаллов TiB₂ по поверхности и по границам раздела зерен с образованием оксида TiO.

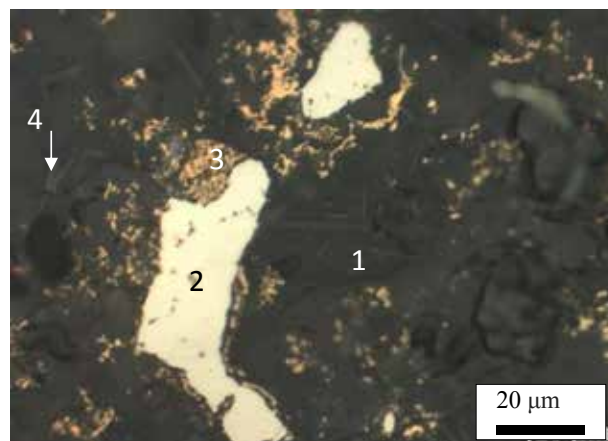


Рис. 8. Микроструктура СВС-композита, полученного вторым способом, где 1 – MgAl₂O₄, 2 – TiB₂, 3 – TiO, 4 – Al₂O₃

Как показали исследования, лучшие результаты получены первым способом. Материал ($TiB_2 + 25\% MgAl_2O_4$) имеет мелкозернистую структуру, состоящую из зерен TiB_2 , окруженных алюмомагнезиальной шпинелью. Образующаяся поверхностная прослойка из $MgAl_2O_4$ на границе зерен TiB_2 выступает в роли блокирующей защиты от окисления диборида титана и препятствует росту кристаллов TiB_2 . В процессе синтеза композита происходит частичное разрушение шпинели, о чём свидетельствуют незначительные примеси корунда и $MgTiO_3$.

Во втором случае наблюдаются крупные частицы диборида титана, хаотично разбросанные в алюмомагнезиальной матрице. Частичное окисление кристаллов TiB_2 по поверхности и границам зерен приводит к образованию оксида TiO , кроме того на уровне микропримесей обнаруживается $MgTiO_3$.

Измерения микротвердости, проведенные на микротвердомере ПМТ-3, показали, что для композита $75\% (Ti + 2B) + 25\% MgAl_2O_4$ она несколько выше и составляет 24,02 ГПа в отличие от композита $90\% (Ti + 2B) + 10\% MgAl_2O_4$ со значением микротвердости 22,56 ГПа. По форме отпечатка, оставленного пирамидкой, можно сделать вывод, что композит $75\% (Ti + 2B) + 25\%$

$MgAl_2O_4$ является менее хрупким (отсутствуют трещины по углам отпечатка). Введение добавок $MgAl_2O_4$ способствует формированию более плотных структур композитов на основе TiB_2 .

Заключение

В процессе синтеза композита первым способом происходит частичное разрушение шпинели, о чём свидетельствуют незначительные примеси корунда, глиноземистой шпинели и $MgTiO_3$, что доказывается ИК-спектроскопией.

Во втором случае, согласно рентгенофазовому анализу и ИК-спектроскопии, происходит частичное окисление диборида титана и, наряду с образованием основных фаз ($MgAl_2O_4$, TiB_2), наблюдается образование корунда, оксида Al_2O_3 , BN , B_2O_3 , TiO и $MgTiO_3$.

Показано, что структура с равномерным распределением зерен TiB_2 в алюмомагнезиальной матрице получена первым способом с применением 25% масс. $MgAl_2O_4$.

Образующаяся прослойка из $MgAl_2O_4$ на границах зерен TiB_2 выступает в роли блокирующей защиты от окисления диборида титана и препятствует росту кристаллов TiB_2 .

Список литературы

1. Хорошавин Л. Б. Шпинелидные наноогнеупоры. Екатеринбург : УрО РАН, 2009. 600 с.
2. Omid E. K., Naghizadeh R., Rezaie H. R. Synthesis and comparison of $MgAl_2O_4$ -Ti(C, N) composites using aluminothermic-carbothermal reduction and molten salts routes // Journal of Ceramic Processing Research, 2013, vol. 14, no. 4, pp. 445–447.
3. Zaki Z. I., Ahmed Y. M. Z., Abdel-Gawad S. R. In-situ synthesis of porous magnesia spinel/ TiB_2 composite by combustion technique // Journal of the Ceramic Society Japan, 2009, vol. 117 (1366), pp. 719–723.
4. Horvitz D., Gotman I. Pressure-assisted SHS synthesis of $MgAl_2O_4$ -TiAl in Situ composites with interpenetrating networks // Acta Materialia, 2002, vol. 50, no. 8, pp. 1961–1971.
5. Мержанов А. Г. Процессы горения и синтеза материалов. Черноголовка : Издательство ИСМАН, 1998. 511 с.
6. Самсонов Г. В., Буланкова Т. Г., Бурькина Ф. Л., Знатокова Т. Н. Физико-химические свойства окислов: справочник. М. : Металлургия, 1969. 456 с.
7. Рузинов Л. П., Гуляницкий Б. С. Равновесные превращения металлургических реакций. М. : Металлургия, 1975. 416 с.
8. Барбанов В. Ф., Гончаров Г. Н., Зорина М. Л. Современные физические методы в геохимии. Л. : Изд-во Ленинградского ун-та, 1990. 391 с.
9. Чернякова К. В., Врублевский И. А., Ивановская М. И., Котиков Д. А. Примесно-дефектная структура анодного оксида алюминия, сформированного методом двустороннего анодирования в растворе винной кислоты // Журнал прикладной спектроскопии. 2012. Т. 79, № 1. С. 83–89.
10. Солодкий Е. Н., Солодкий Н. Ф. Причины окрашивания корундовой керамики // Стекло и керамика. 2000. № 11. С. 24–26.
11. Накамото К. ИК спектры и спектры КР неорганических и координационных соединений / пер. с англ. под редакцией Ю. А. Пентина. М. : Мир, 1991. 536 с.
12. Бланк В. Д., Эстрин Э. И. Фазовые превращения в твердых телах при высоком давлении. М. : Физматлит, 2011. 412 с.
13. Лидин Р. А., Молочко В. А., Андреева Л. Л. Неорганическая химия в реакциях: справочник. М. : Дрофа, 2007. 637 с.

14. Баличева Т. Г., Лобанева О. А. Электронные и колебательные спектры неорганических и координационных соединений. Л. : Изд-во ЛГУ, 1983. 117 с.
15. Лавренов А. В., Булчевский Е. А., Карпова Т. Р., Моисеенко М. А. и др. Синтез, строение и свойства компонентов моторных топлив // Химия в интересах устойчивого развития. 2011. Т. 19. № 1. С. 87–95.
16. Перовскит [Электронный ресурс]. URL: <http://natural-museum.ru/mineral/перовскит> (дата обращения: 13.09.2018).

SH-SYNTHESIS OF TiB_2 - $MgAl_2O_4$ COMPOSITES FOR HEAT-RESISTANT COATINGS

N. I. Afanasyev, N. I. Radishevskaya, O. K. Lepakova,
A. Yu. Nazarova, W. D. Kitler

Tomsk Scientific Centre SB RAS, Tomsk, Russian Federation

Metal borides are known to be widely used as heat-insulating materials, but their efficiency significantly reduces under high-temperature oxidizing conditions. To increase the heat resistance of structural materials based on titanium diboride and prevent the growth of TiB_2 crystals, chemically-resistant refractory magnesium-aluminate spinel was used. The purpose of this work was to study the structure of the TiB_2 - $MgAl_2O_4$ composite obtained by the method of self-propagating high-temperature synthesis using two approaches. The first approach is the self-propagating high-temperature synthesis of titanium diboride from its elements with the addition of magnesium-aluminate spinel. Another approach to the obtaining of a heat-resistant composite material is the self-propagating high-temperature synthesis of magnesium-aluminate spinel with the addition of titanium diboride. The best results were obtained using the first approach. A structure with a uniform distribution of fine TiB_2 grains was synthesized by adding 25 % wt. $MgAl_2O_4$. The compositions were investigated using X-ray diffraction (DRON-3M, filtered $Cu-k_\alpha$ radiation), IR spectroscopy (Nicolet 5700) and scanning electron microscopy (Philips SEM 515). The obtained material was a composite in which TiB_2 particles with a size not exceeding 5 microns were uniformly distributed in the matrix of magnesium-aluminate spinel.

Keywords: titanium diboride, magnesium-aluminate spinel, self-propagating high-temperature synthesis, composites.

References

1. Horoshavin L.B. *Shpinelidnye nanoogneupory* [Spinel Nanorefractory Materials]. Ekaterinburg, UB RAS, 2009, 600 p. (In Russian)
2. Omid E. K., Naghizadeh R., Rezaie H. R. Synthesis and comparison of $MgAl_2O_4$ -Ti(C, N) composites using aluminothermic-carbothermal reduction and molten salts routes // *Journal of Ceramic Processing Research*, 2013, vol. 14, no. 4, pp. 445–447.
3. Zaki Z. I, Ahmed Y. M. Z., Abdel-Gawad S. R. In-situ synthesis of porous magnesia spinel/ TiB_2 composite by combustion technique // *Journal of the Ceramic Society Japan*, 2009, vol. 117 (1366), pp. 719–723.
4. Horvitz D., Gotman I. Pressure-assisted SHS synthesis of $MgAl_2O_4$ -TiAl in Situ composites with interpenetrating networks // *Acta Materialia*, 2002, vol. 50, no. 8, pp.1961–1971.
5. Merzhanov A. G. *Processy goreniya i sinteza materialov* [Processes of Burning and Materials Synthesis]. Chernogolovka, ISMAN, 1998, 511 p. (In Russian)
6. Samsonov G. V., Bulankova T. G., Burykina F. L., Znatokova T. N. *Fiziko-himicheskie svoystva okislov* [Physical-chemical properties of oxides]. Metallurgy, 1969, 456 p. (In Russian)
7. Ruzinov L. P., Gulyanitzkii B. S. *Ravnovesnye prevrashcheniya metallurgicheskikh reakcij* [Equilibrium transformation of metallurgical reactions]. Metallurgy, 1975, 416 p. (In Russian)
8. Barabanov V. F., Goncharov G. N., Zorina M. L. *Sovremennye fizicheskie metody v geohimii* [Modern Physical Methods on Geochemistry]. Leningrad University, 1990, 390 p. (In Russian)
9. Chernyakova K. V., Vrubelevskii I. A., Ivanovskaya M. I., Kotikov D. A. *Primesno-defektnaya struktura anodnogo oksida alyuminiya, sformirovannogo metodom dvustoronnego anodirovaniya v rastvore vinnoj kisloty* [Defective structure of anode alumina oxide, formed by method of bilateral anodic oxidation] // *J. Appl. Spectrosc*, 2012, vol. 79, no. 1, pp. 83–89. (In Russian)

10. Solodkii E. N., Solodkii N. F. *Prichiny okrashivaniya korundovoj keramiki* [Reasons for coloring corundum ceramics] // *Glass Ceram*, 2000, no. 11, pp. 24–26. (In Russian)
11. Nakamoto K. *IK-Spektry i Spektry KR Neorganicheskikh i Koordinatsionnykh Soedinenii* [Infrared and Raman Spectra of Inorganic and Coordination Compounds]. Mir, 1991, 536 p. (In Russian)
12. Blank V. D., Estrin E. I. *Fazovye prevrashcheniya v tverdyh telah pri vysokom davlenii* [Phase transformations in solids at high pressure]. Moscow, Fizmatlit, 2011, 412 p. (In Russian)
13. Lidin R. A., Molochko V. A., Andreeva L. L. *Neorganicheskaya himiya v reakciyah* [Inorganic chemistry in reactions]. Moscow, Drofa, 2007, 637 p. (In Russian)
14. Balicheva T. G., Lobaneva O. A. *Elektronnye i kolebatel'nye spektry neorganicheskikh i koordinatsionnykh soedinenij* [Electronic and vibrational spectra of inorganic and coordination compounds]. Leningrad, Leningrad State University, 1983, 117 p. (In Russian)
15. Lavrenov A. V., Bulychevsky E. A., Karpova T. R., Moiseenko M. A. *Sintez, stroenie i svojstva komponentov motornykh topliv* [Synthesis, structure and properties of components of motor fuels] // *Chemistry in the interests of sustainable development*, 2011, vol. 19, no. 1, pp. 87–95. (In Russian)
16. Perovskit. Available at: <http://natural-museum.ru/mineral/perovskite> (accessed 13.09.2018).

МИКРОКАЛОРИМЕТР ДЛЯ ИЗМЕРЕНИЯ КОЭФФИЦИЕНТА ИЗЛУЧЕНИЯ ТОНКОПЛЕНОЧНЫХ ВЫСОКООТРАЖАЮЩИХ ОБРАЗЦОВ ПРИ КРИОГЕННЫХ ТЕМПЕРАТУРАХ

А. А. Иваненко, И. А. Тамбасов, Н. П. Шестаков

*Институт физики им. Л. В. Киренского СО РАН,
г. Красноярск, Российская Федерация*

Предложено решение проблемы измерения коэффициента излучения (степени черноты) тонкопленочных высокоотражающих образцов при криогенных и комнатных температурах. Для обеспечения необходимой точности и чувствительности создан тонкопленочный элемент, содержащий платиновый датчик температуры и нагреватель, а также пленка с высоким коэффициентом излучения – модель «черного тела». На базе этих элементов, криостата замкнутого цикла ТМ АС-V12а фирмы Cryomech (США) и крейтовой системы LTR-EU-8-1 сбора информации с модулями АЦП и ЦАП фирмы L-CARD (Россия) создана установка для измерения теплопередачи между пленочными покрытиями, осуществляемой за счет излучения. Раскрыты способы обработки результатов измерений, осуществляемой при оценке сопротивления платиновых датчиков температуры, которые позволяют производить измерение температуры со среднеквадратическим отклонением 0,001 К.

Описаны базовые элементы установки. Описаны проводимые на установке измерения, необходимые для вычисления коэффициента излучения. Приведена методика расчета коэффициента излучения с использованием результатов измерений, проводимых с помощью микрокалориметра.

Ключевые слова: коэффициент излучения, степень черноты, «черное тело», термометр сопротивления, криогенные температуры, высокоотражающие покрытия.

Введение

При возникновении необходимости измерений излучательной способности при криогенных температурах, как правило, для космического применения, осуществляется создание уникального оборудования [1–8]. На мировом и отечественном рынках отсутствуют приборы подобного класса. В данной статье анализируется работа созданного аппаратно-программного комплекса для измерения коэффициента излучения материалов и покрытий при криогенных и комнатных температурах.

Работа микрокалориметра

Установка [9] (рис. 1) состоит из криостата 1, в который помещены пленочные образец 2 и эталонный поглотитель/излучатель 3, расположен-

ные параллельно на расстоянии 0,3–0,8 мм друг от друга. Поглотитель/излучатель 3 с внутренней стороны обладает высокой поглощающей и излучающей способностью (модель черного тела). Выход переменного генератора мощности 4 соединен с тонкопленочным нагревателем 5 поглотителя/излучателя при измерении поглощающей способности, или тонкопленочным нагревателем образца 6 при измерении излучающей способности. Тонкопленочные термометр сопротивления образца 7 и термометр сопротивления поглотителя/излучателя 8 подключены к измерителям температуры 9, 10. Термометры сопротивления образца и эталонного образца изолированы от соответствующих тонкопленочных нагревателей диэлектрическими пленками 11, 12.

По этой схеме построена автоматизированная установка для измерения коэффициента излучения (степени черноты) тонкопленочных образцов (чувствительность – 0,001 К) на базе криостата замкнутого цикла Optistat ТМ АС-V12а 0.25W@4К фирмы Cryomech (США) и мо-

дулей АЦП и ЦАП – LTR114 и LTR34-8 фирмы L-CARD (Россия) в составе крейта LTR-EU-8-1 (рис. 2).

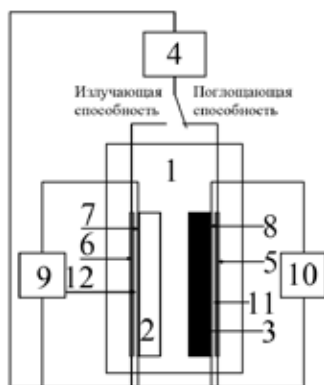


Рис. 1. Схема установки для измерения излучающей и поглощающей способностей тонкопленочных образцов

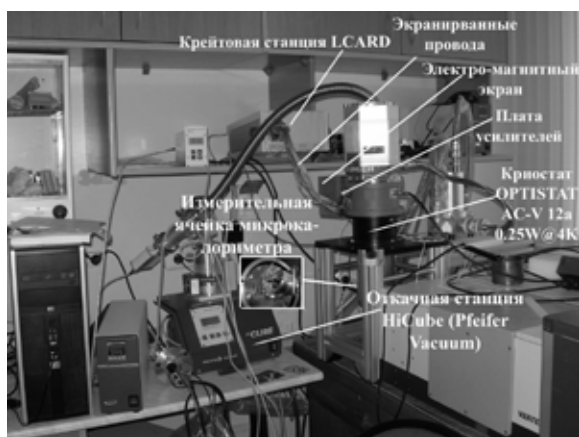


Рис. 2. Автоматизированная установка для измерения коэффициента излучения (степени черноты) тонкопленочных образцов (чувствительность по температуре – 0,001 К) на базе криостата Optistat TM AC-V 12a 0.25W@4K

Работа установки основана на нагреве эталонного излучателя (модели «черного тела») и измерении температуры излучателя и приемника (образца). Образец – полиимидная пленка с исследуемым отражающим покрытием и нанесенным методом магнетронного напыления спиральным бифилярным платиновым термометром сопротивления 7, 8 и нагревателем 6.

Температура излучателя и приемника измеряется с помощью платинового термометра сопротивления, специально разработанного блока термо-стабилизированных малошумящих усилителей и прецизионных сигма-дельта АЦП и ЦАП отечественной фирмы LCARD, управляемых персональной ЭВМ.

Предварительная калибровка системы осуществляется при использовании в качестве излучателя и приемника двух одинаковых поглотителей/излучателей с близким к 1 коэффициентом излучения – модель «черного тела», позволяю-

щих эффективно производить измерения теплопередачи излучением при нагреве излучателя менее 2 К.

Такая калибровка позволяет учесть погрешности, возникающие из-за не идеальности поглотителя (коэффициент излучения примерно равен 0,98), а также краевых эффектов и паразитных утечек тепла.

Выполнение тонкопленочных датчика температуры (термометра сопротивления) и нагревателя, имеющих теплоемкости много меньшие, чем теплоемкость измеряемой пленки, на полиимидной пленке толщиной 10 мкм, позволяют минимизировать погрешности измерения температуры и влияния датчика и нагревателя на тепловые свойства образца (рис. 3).

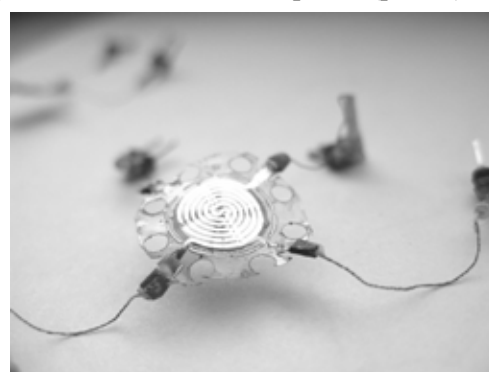


Рис. 3. Тонкопленочный элемент, содержащий платиновый датчик температуры и нагреватель

В измерительной головке микрокалориметра (рис. 4) пленки крепятся параллельно друг другу. Конструкция измерительной головки и датчиков (рис. 3) выполнена с учетом минимизации теплопередачи от излучателя к поглотителю паразитным путем, т. е. теплопередачи за счет конечного суммарного теплового сопротивления крепящих излучатель элементов диэлектрических прокладок и узких (0,75 мм) восьми мостиков полиамидной пленки толщиной 10 мкм на периметре 63 мм круга диаметром примерно 10 мм. Мостики необходимы для подведения контактов к термометру сопротивления и нагревателю, а также для удерживания центральной части датчика в одной плоскости. Приемник (образец) имеет непосредственный тепловой контакт по периметру с платформой (деталь измерительной головки микрокалориметра), которая крепится на медный болт М6 к холодному медному пальцу криостата. Излучатель и приемник развязаны несколькими диэлектрическими прокладками специальной формы для минимизации площади контакта. Для уменьшения влияния краевых эффектов между излучателем и приемником установлена металлическая диафрагма диаметром 9 мм. Работа установки основана на импульсном нагреве излучателя (поглотителя) и

синхронном измерении температуры приемника (образца) перед импульсом нагрева и в конце его, по окончании переходного процесса. Образец – полиамидная пленка с исследуемым отражающим покрытием и нанесенным методом магнетронного напыления спиральным бифилярным платиновым термометром сопротивления и таким же нагревателем. Для повышения чувствительности измерений и минимизации тепловых утечек по периметру пленочного датчика нанесена перфорация. Изменение температуры излучателя и приемника излучения измеряется с помощью платиновых термометров сопротивления, блока усилителей и прецизионного сигма-дальта АЦП, соединенного с персональной ЭВМ. Предварительная калибровка системы осуществляется при использовании в качестве излучателя и приемника двух одинаковых поглотителей/излучателей (моделей «черного тела» [10]) (рис. 5). Такая калибровка позволяет учесть погрешности, возникающие из-за не идеальности поглотителя, а также краевых эффектов и паразитных утечек тепла.



Рис. 4. Измерительная головка микрокалориметра для крепления двух параллельных пленок с датчиками температуры и нагревателями

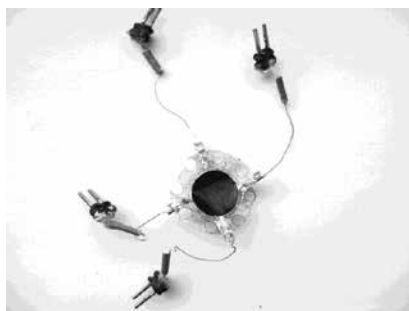


Рис. 5. Тонкопленочный элемент, содержащий платиновый датчик температуры, нагреватель и поглотитель, обладающий близким к 1 коэффициентом излучения (модель «черного тела»)

Измерение сопротивления датчиков температуры

Два канала ЦАП восьмиканального LTR34 программируются на выдачу противофазного двухполярного напряжения, подаваемого на по-

следовательное соединение двух платиновых термометров сопротивления излучателя и приемника. Полярность ЦАП меняется каждые 2,5 мс. За каждые 2,5 мс происходит измерение напряжения по пяти каналам: напряжения на нагревателе, напряжения на эталонном сопротивлении нагревателя (ток нагревателя), усиленного напряжения на двух датчиках температуры, усиленного напряжения на эталонном резисторе, включенном последовательно с датчиками температуры (измерительный ток датчиков).

Результат измерения напряжения каждые 0,5 секунды получается суммированием двухсот измерений. Для трех каналов измерения сопротивления датчиков температуры сложение осуществляется с учетом знака измерительного тока. Экспоненциальное возрастание фликер шумов, используемых малошумящих операционных усилителей, происходит на частотах ниже 400 Гц. Модуляция измерительного тока осуществляется частотой 400 Гц. Последующее синхронное детектирование (суммирование результатов измерения с нужным знаком) модулированного измерительным током сигнала приводит к эффективному подавлению фликер шумов с частотой ниже 400 Гц и других аддитивных помех в цепи измерения сопротивления датчиков температуры (например, возникающих из-за контактной разницы потенциалов при соединении проводов и разъемов).

Перечисленные способы обработки цифровых данных при оценке сопротивления датчиков температуры позволяет производить измерение температуры со среднеквадратическим отклонением 0,001 К.

Вычисление коэффициента излучения по результатам измерений

Произведем вычисление коэффициента излучения (степени черноты), решив следующую систему уравнений теплообмена:

$$\left\{ \begin{aligned} P_{Bl2_eq}(T) &= \frac{T_{emBl1Bl2}^4 - T_{recBl1Bl2}^4}{\frac{1}{\epsilon_{Bl}} + \frac{1}{\epsilon_{Bl}} - 1} \\ P_{SBl_eq}(T) &= \frac{T_{emBl1S}^4 - T_{recBl1S}^4}{\frac{1}{\epsilon_S} + \frac{1}{\epsilon_{Bl}} - 1} \end{aligned} \right. \quad (1)$$

где
$$P_{Bl2_eq}(T) = \frac{T_{emBl1Bl2}^4 - T_{recBl1Bl2}^4}{\frac{1}{\epsilon_{Bl}} + \frac{1}{\epsilon_{Bl}} - 1} -$$

– уравнение теплообмена двух одинаковых «черных тел»;

$$P_{SBl_eq}(T) = \frac{T_{emBl1S}^4 - T_{recBl1S}^4}{\frac{1}{\varepsilon_S} + \frac{1}{\varepsilon_{Bl}} - 1} \quad \text{– урав-}$$

нение теплообмена между излучателем («черным телом») и приемником (образцом); $T_{emBl1Bl2}$ – абсолютная температура излучателя (первого «черного тела») в эксперименте с парой «черное тело» – «черное тело»; $T_{recBl1Bl2}$ – абсолютная температура приемника (второго «черного тела») в эксперименте с парой «черное тело» – «черное тело»; T_{emBl1S}^4 – абсолютная температура излучателя (первого «черного тела») в эксперименте с парой первое «черное тело» – образец; $T_{recBl1S}$ – абсолютная температура приемника (образца) в эксперименте с парой первое «черное тело» – образец; ε_S – коэффициент излучения образца-приемника; ε_{Bl} – коэффициент излучения «черного тела».

Учитывая, что:

$$P_{Bl2_eq}(T) = P_{Bl2}(T) \frac{T_{recBl1Bl2}}{T_{Bl2}} \quad (2)$$

где $P_{Bl2_eq}(T)$ – мощность, подаваемая на нагреватель приемника (второго «черного тела»), необходимая для нагрева приемника до той же температуры, что и при нагреве излучением от излучателя (первого «черного тела») в текущем эксперименте;

$$P_{SBl_eq}(T) = P_{Bl2}(T) \frac{T_{recBl1S}}{T_{Bl2}} \quad (3)$$

где $P_{SBl_eq}(T)$ – мощность, подаваемая на нагреватель приемника (образца), необходимая для нагрева приемника до той же температуры, что и при нагреве излучением от излучателя (первого «черного тела») в текущем эксперименте.

Учитывая (2) и (3), решением системы уравнений (1) является выражение:

$$\varepsilon_S = \frac{1}{\sigma \left(\frac{(T_{1SBl}(T))^4 - (T_{2SBl}(T))^4}{P_{SBl_eq}(T)} - \frac{(T_{1Bl}(T))^4 - (T_{2Bl}(T))^4}{2P_{Bl_eq}(T)} \right) + \frac{1}{2}} \quad (4)$$

Используя данные, измеренные в процессе эксперимента, с помощью формулы (4) рассчитываются искомые коэффициенты излучения образцов исследуемых материалов.

Заключение

Была раскрыта работа аппаратно-программного комплекса для измерения коэффициента из-

лучения материалов и покрытий при криогенных и комнатных температурах. Описаны базовые элементы комплекса. Представлен алгоритм измерений и расчетов коэффициента излучения с использованием результатов измерений.

Список литературы

1. Giulietti D., Gozzini A., Lucchesi M., Stampacchia R. A calorimetric technique for measuring total emissivity of solid materials and coatings at low temperatures // Journal of Physics D: Applied Physics, 1979, vol. 12, pp. 2027–2036.
2. Shirley E. L. Diffraction effects in radiometry. Optical Radiometry / Ed. by A. C. Parr et al. San Diego, CA, Elsevier Academic Press, 2005, pp. 409–451.
3. Riou O., Gandit P., Charalambous M., Chaussy J. Very sensitive microcalorimetry technique for measuring specific heat of μg single crystals // Review of Scientific Instruments, 1997, vol. 68, no. 3, pp. 1501–1509.
4. Tsujimoto S., Kanda M., Kunitomo T. Thermal radiative properties of some cryogenic materials // Cryogenics, 1982, vol. 22, pp. 591–597.
5. Woods S. I., Jung T. M., Ly G. T., Yu J. Broadband emissivity calibration of highly reflective samples at cryogenic temperatures // Metrologia, 2012, vol. 49, pp. 737–744.
6. Jung D. H., Moon I. K., Jeong Y. H. Peltier AC calorimeter // Thermochemica Acta, 2002, vol. 391, no. 1–2, pp. 7–12.
7. Tolson W., Or C., Glazer S., Kobel M., Packard E. Determination of coating emittance at cryogenic temperatures for the James Webb Space Telescope – experimental methods and results // Cryogenic Optical Systems and Instruments XI / Ed. by J. B. Heaney and L. G. Burriesci, Proc. SPIE, 2005, vol. 5904, p. 59040G.

8. Králík T., Musilová V., Hanzelka P., Frole J., Chaussy J. Method for measurement of emissivity and absorptivity of highly reflective surfaces from 20 K to room temperatures, 2016, vol. 53, pp. 743–753.
9. Пат. 2535648 Российская Федерация, МПК G01K17/08. Устройство для измерения поглощающей и излучающей способностей тонкопленочного образца / Иваненко А. А., Шестаков Н. П., Тамбасов И. А.; патентообладатель ФГБУН Институт физики им. Л. В. Киренского; заявл. 02.08.2013; опублик. 20.12.2014. Бюл. № 35.
10. Ivanenko A. A., Tambasov I. A., Pshenichnaia A. A., Shestakov N. P. Flexible film broadband absorber based on diamond-graphite mixture and polyethylene // *Optical Materials*, 2017, vol. 73, pp. 388–392.

MICROCOLORIMETER FOR MEASURING THE EMISSIVITY OF THIN FILM HIGH-REFLECTING SAMPLES AT CRYOGENIC TEMPERATURES

A. A. Ivanenko, I. A. Tambasov, N. P. Shestakov

Kirensky Institute of Physics SB RAS, Krasnoyarsk, Russian Federation

A solution to the problem of measuring the emissivity (degree of blackness) of thin-film high-reflective samples at cryogenic and room temperatures is proposed. To ensure the required accuracy and sensitivity, a thin-film element containing a platinum temperature sensor and a heater, as well as a high emissivity film (a black body model) has been created. On the basis of these elements, the cryomech TM AC-V12a cryostat of the company Cryomech (USA) and the LTR-EU-8-1 crate of data collection with the ADC and DAC modules of the L-CARD company (Russia) created an installation for measuring heat transfer (carried out by radiation) between film coatings. Measurement processing methods that allow temperature measurement with a standard deviation of 0,001 K are presented.

The basic installation elements are described. The measurements carried out at the facility, necessary for calculating the emissivity, are described. A method for calculating the emissivity using the results of measurements carried out using a micro calorimeter is presented.

Keywords: emissivity, blackness degree, «blackbody», resistance thermometer, cryogenic temperatures, highly reflective coatings.

References

1. Giulietti D., Gozzini A., Lucchesi M., Stampacchia R. A calorimetric technique for measuring total emissivity of solid materials and coatings at low temperatures // *Journal of Physics D: Applied Physics*, 1979, vol. 12, pp. 2027–2036.
2. Shirley E. L. Diffraction effects in radiometry. *Optical Radiometry* / Ed. by A. C. Parr et al. San Diego, CA, Elsevier Academic Press, 2005, pp. 409–451.
3. Riou O., Gandit P., Charalambous M., Chaussy J. Very sensitive microcalorimetry technique for measuring specific heat of μg single crystals // *Review of Scientific Instruments*, 1997, vol. 68, no. 3, pp. 1501–1509.
4. Tsujimoto S., Kanda M., Kunitomo T. Thermal radiative properties of some cryogenic materials // *Cryogenics*, 1982, vol. 22, pp. 591–597.
5. Woods S. I., Jung T. M., Ly G. T., Yu J. Broadband emissivity calibration of highly reflective samples at cryogenic temperatures // *Metrologia*, 2012, vol. 49, pp. 737–744.
6. Jung D. H., Moon I. K., Jeong Y. H. Peltier AC calorimeter // *Thermochimica Acta*, 2002, vol. 391, no. 1–2, pp. 7–12.
7. Tolson W., Or C., Glazer S., Kobel M., Packard E. Determination of coating emittance at cryogenic temperatures for the James Webb Space Telescope – experimental methods and results // *Cryogenic Optical Systems and Instruments XI*. / Ed. by J. B. Heaney and L. G. Burriesci, Proc. SPIE, 2005, vol. 5904, p. 59040G.
8. Králík T., Musilová V., Hanzelka P., Frole J., Chaussy J. Method for measurement of emissivity and absorptivity of highly reflective surfaces from 20 K to room temperatures, 2016, vol. 53, pp. 743–753.
9. Ivanenko A. A., Tambasov I. A., Shestakov N. P. *Ustrojstvo dlya izmereniya pogloshchayushchej i izluchayushchej sposobnostej tonkoplennogo obrazca* [Device for measuring the absorbing and radiating abilities of a thin-film sample]. Patent RF, no. 2535648, 2014.
10. Ivanenko A. A., Tambasov I. A., Pshenichnaia A. A., Shestakov N. P. Flexible film broadband absorber based on diamond-graphite mixture and polyethylene // *Optical Materials*, 2017, vol. 73, pp. 388–392.

УСТАНОВКА ДЛЯ МОЛЕКУЛЯРНО-ЛУЧЕВОЙ ЭПИТАКСИИ «КАТУНЬ-100»

**В. В. Блинов¹, В. И. Машанов¹, А. И. Никифоров^{1, 2},
Д. Н. Придачин¹, Д. О. Пчеляков¹, О. П. Пчеляков^{1, 2},
Л. В. Соколов¹, В. П. Титов¹**

¹Институт физики полупроводников имени А. В. Ржанова СО РАН,
г. Новосибирск, Российская Федерация

²Томский государственный университет, г. Томск, Российская Федерация

Одной из наиболее перспективных в полупроводниковой электронике технологий является молекулярно-лучевая эпитаксия, которая представляет собой последовательное осаждение на полупроводниковую подложку слоев атомной толщины различных материалов из молекулярных пучков в условиях сверхвысокого вакуума (давление остаточных газов менее 10^{-8} Па). В ходе этого процесса (*in situ*) проводится диагностика молекулярных пучков и формируемых наногетероструктур. Создание высокоэффективных приборов микро-, нано- и фотозлектроники на основе полупроводниковых наногетероструктур, состоящих из соединений III-V, выращенных на дешевых и прочных Si подложках, является одной из приоритетных задач современного полупроводникового материаловедения. Решение этой проблемы крайне важно и для развития высокоэффективной фотовольтаики. Современные высокоэффективные солнечные элементы представляют собой сложные многослойные гетеросистемы с КПД до 45 % при концентрации солнечного излучения в несколько сотен солнц. Они состоят из трех основных p-n переходов, выполненных из Ge, InGaAs, InGaP и соединенных последовательно туннельными диодами. В настоящей статье представлена автоматизированная компактная установка молекулярно-лучевой эпитаксии нового поколения для эпитаксии плёнок и наноструктур на основе Si, Ge и (или) соединений типа AZB₅, разработанная в Институте физики полупроводников имени А. В. Ржанова Сибирского отделения РАН.

Ключевые слова: молекулярно-лучевая эпитаксия, полупроводниковые наногетероструктуры, солнечные элементы, сверхвысокий вакуум, космическое материаловедение.

Введение

Содружество Института физики полупроводников (ИФП) СО РАН и Опытного завода СО РАН по созданию вакуумного производственного участка началось лет двадцать пять назад [1–9]. Многие специалисты знают и помнят, как началась эта большая работа. С 1979 по 1990 годы ИФП СО РАН совместно со Специальным конструкторско-технологическом бюро специальной электроники и аналитического приборостроения СО АН СССР (с 1991 года – Конструкторско-технологический институт прикладной микроэлектроники) и НИИ вакуумного электронного машиностроения (НИИ ВЭМ, г. Ижевск) под руководством профессора С. И. Стенина была про-

ведена разработка целого ряда технологических сверхвысоковакуумных установок. При этом был использован опыт совместной с Институтом ядерной физики СО АН СССР разработки и изготовления трехкамерной сверхвысоковакуумной установки «Селенга» для исследования процессов синтеза полупроводниковых пленок из молекулярных пучков и создания технологии молекулярно-лучевой эпитаксии. В отделе роста и структуры полупроводниковых материалов хранятся документы, в том числе в электронной версии, отражающие этапы комплексных исследований, разработки целого ряда технологических сверхвысоковакуумных установок и создания новой технологии. Даже краткая выборка информации очень красноречива. Благодаря освоению новой конкурентоспособной техники и технологии изготовления полупроводниковых гетероструктур для микроэлектроники фактически преодолелась зависимость от соответствующих импортных по-

© Блинов В. В., Машанов В. И., Никифоров А. И., Придачин Д. Н., Пчеляков Д. О., Пчеляков О. П., Соколов Л. В., Титов В. П., 2018

ставок. В конструкции установки использовались только отечественные комплектующие [1–7].

Описание установки

Установка «Катунь-100» может состоять из нескольких технологических и вспомогательных модулей, например в однокамерной установке молекулярно-лучевой эпитаксии (МЛЭ): модуль загрузки-выгрузки подложек (модуль ЗВП); модуль эпитаксиального роста элементарных полупроводников, полупроводниковых соединений и металлических покрытий (модуль ЭПМ). Технологические модули взаимозаменяемы и содержат блок откачки, выполненный в виде горизонтальной вакуумной камеры, снабженной насосом НМД-04, криопанелью с титановым сублиматором и вакуумным откачным постом. Блок откачки размещен на раме и включает в себя камеру предварительной очистки подложек. Для проведения технологических процессов с напуском газов или выделением газов на блоке откачки предусмотрена возможность установки турбомолекулярного насоса. К блоку откачки через фланец Ду300 подсоединена технологическая камера, выполненная в виде вертикальной вакуумной камеры, которая в зависимости от назначения модуля снабжена соответствующей технологической оснасткой. Дегазация блока откачки и технологической камеры обеспечивается системой прогрева. Технологические камеры снабжены патрубками Ду150, к которым можно подсоединять другие модули через клапаны СВВ. В двухмодульном варианте два технологических модуля соединены через модуль ЗВП, содержащий вакуумную камеру и снабженный кассетной загрузкой (2 кассеты по 10 подложек диаметром 102 мм). Передача подложек из кассеты модуля ЗВП в технологические модули осуществляется с помощью транспортной системы, выполненной в виде зубчатой рейки, на которой размещены две подложки, и имеющей возможность перемещения на приводных поддерживающих роликах за счет зубчатого зацепления. Перемещение каретки осуществляется по прямолинейному транспортному каналу, образованному патрубками, технологическими камерами и модулями ЗВП, причем ось транспортного канала пересекает оси манипуляторов, что обеспечивает возможность перегрузки подложек с рейки на манипуляторы и кассеты. Транспортная система может управляться вручную, также предусмотрена возможность перевода на управление в автоматическом режиме.

Модули эпитаксиального роста элементарных полупроводников (Si, Ge), полупроводниковых соединений, металлических и диэлектрических слоев снабжены электронно-лучевыми испарителями и плазменными источниками; модули

для выращивания полупроводниковых соединений АЗВ5, А3N и А2В6 снабжены молекулярными источниками (до 12 молекулярных источников, в том числе вентильного типа для Р и As). Все источники снабжены независимыми заслонками для перекрытия молекулярных пучков. Все камеры могут быть оборудованы устройствами неразрушающего контроля структуры и свойств получаемых полупроводниковых эпитаксиальных систем в процессе их синтеза, такими как дифрактометр быстрых электронов и автоматический быстродействующий эллипсомер. Для повышения качества выращиваемых пленок источники МЛЭ и электронно-лучевые испарители снабжены защитными тепловыми экранами (водяными, криогенными). Возможна комбинация рабочих камер в любом порядке. Установка оборудована системой автоматизированного управления и пакетом программ для проведения технологических процессов. Скорости роста пленочных структур – от долей атомного слоя до микронов в час. Конструкция однокамерной установки МЛЭ «Катунь-100» в одно- и двухкамерном вариантах представлена на рис. 1–4.

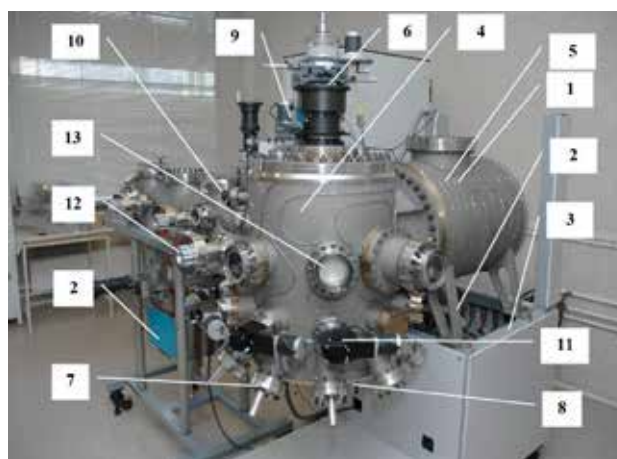


Рис. 1. Общий вид однокамерной установки МЛЭ «Катунь-100»

1 – блок откачки; 2 – насос НМД-04; 3 – стол;
4 – технологическая камера; 5 – система прогрева;
6 – манипулятор с нагревателем; 7 – источник молекулярного пучка; 8 – блок электронно-лучевых испарителей; 9 – датчик масс-спектрометра;
10 – датчик давления; 11 – заслонка источника молекулярных пучков; 12 – приводы перемещения зубчатой рейки; 13 – флуоресцентный экран дифрактометра быстрых электронов

В комплекте с установкой или отдельно изготавливаются и могут поставляться:

- тигли из пиролитического нитрида бора различных размеров, обработанные по оригинальной методике в соответствии с требованиями эпитаксиальной технологии;

- тигельные, вентильные и электронно-лучевые источники молекулярных пучков;
- электронные дифрактометры (ускоряющее напряжение до 30 кВ) с системой для регистрации дифракционных картин и анализа их интенсивности с программным обеспечением;
- блоки питания и управления технологическими процессами с программным обеспечением;
- автоматизированные эллипсометры для регистрации оптических, морфологических, магнитных параметров и толщины тонкопленочных структур в процессе и после их получения [1];
- оптические пирометры.

Таблица

Технические характеристики установки

Максимальный диаметр используемых подложек, мм	Примечание
Количество образцов одновременно загружаемых в модуль загрузки, шт. а) подложки диаметром 60 и 102 мм б) подложки диаметром 40 мм	20 40
Максимальная температура прогрева подложек, К	1400
Точность поддержания температуры нагревателей подложек, К	0,5
Предельное вакуум, Па (Торр) в технологических модулях в модуле загрузки выгрузки	$1,3 \cdot 10^{-8}$ ($1 \cdot 10^{-10}$) $1,3 \cdot 10^{-6}$ ($1 \cdot 10^{-8}$)
Количество источников молекулярных пучков, шт в камере эпитаксии тигельных источников	до 12
Количество источников молекулярных пучков, шт в камере эпитаксии электронно-лучевых испарителей	до 2
Максимальная температура нагрева тиглей молекулярных источников, К	1500
Точность поддержания температуры нагревателей молекулярных источников, К	0,5
Количество выращиваемых структур с пленкой толщиной 1 мкм за день (18 часов) на подложках диаметром 102 мм	18
Максимальная мощность, подводимая к установке, кВт	10
Необходимая площадь размещения, м ²	30
Температура прогрева корпуса, К	до 473
Максимальный объем загрузки источников, см ³ тигельных электронно-лучевых	140 125
Расход жидкого азота в процессе выращивания эпитаксиальных структур, л/сутки	100

Расход технической воды, л/мин	3
Масса установки, кг	1000



Рис. 2. Общий вид однокамерной установки МЛЭ Катунь-100

- 1 – камера вакуумная; 2 – привод перемещения зубчатой рейки; 3 – насос НМД-0,4; 4 – сверхвысоковакуумный клапан фирмы MDC; 5 – патрубок для установки кассеты с подложками

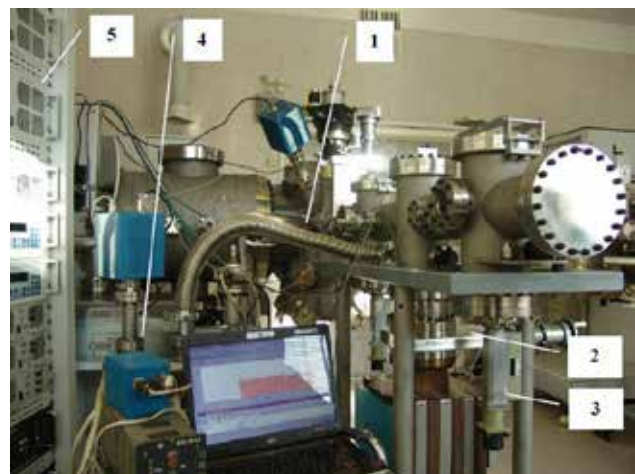


Рис. 3. Общий вид однокамерной установки МЛЭ «Катунь-100»

- 1 – электронная пушка дифрактометра быстрых электронов; 2 – сверхвысоковакуумный клапан фирмы MDC; 3 – привод перемещения кассеты с подложками; 4 – блок предварительной откачки фирмы Varian Turbo Task PS V 81M; 5 – шкаф управления

Области применения

Установку «Катунь-100» можно использовать для проведения экспериментальных исследований и промышленно-ориентированных разработок в области физики конденсированного состояния и синтеза полупроводниковых и металлических наноструктур, обучения специалистов в области нанотехнологий, производства

многослойных эпитаксиальных структур для элементной базы микро- нано- и оптоэлектроники (СВЧ-приборы, фотоприемные устройства, навигационное оборудование, лазерные системы, телекоммуникации, спутниковое телевидение и т.д.).



Рис. 4. Двухкамерная установка «Катунь-100» на сборочном участке в ИФП СО РАН

Технико-экономические преимущества установки

- компактность, низкая стоимость и экономичность;
- новизна и оригинальность технологических решений (защита патентами и ноу-хау);
- экономия расходных материалов и высокие характеристики эпитаксиальных структур при низкой себестоимости технологического процесса;

- автоматическая загрузка-выгрузка пластин-подложек;
- полная автоматизация технологического процесса;
- унификация всех узлов и возможность построения многомодульных установок;
- бесконтактный контроль параметров структур в процессе роста (эллипсомеры и электронные дифрактометры).

Заключение

Промышленная реализация и развитие метода МЛЭ убедительно показали, что он и в настоящее время остается лучшим методом получения многослойных эпитаксиальных структур с атомной гладкостью границ, прецизионно заданными толщинами слоев, их составом и профилем легирования.

Применение высокочувствительных электроннозондовых и оптических средств контроля параметров получаемых структур и управления процессом их синтеза обеспечивает высокую воспроизводимость этих параметров. Существует множество примеров использования таких структур в перспективных полупроводниковых приборах нанoeлектроники нового поколения, принцип действия которых основан на волновой природе электрона. Среди этих примеров не последнее место занимает изготовление квантоворазмерных структур для нанoeлектроники и преобразования солнечного света в электроэнергию [10].

Список литературы

1. Новое оборудование для молекулярно-лучевой эпитаксии [Электронный ресурс]. URL: <http://lib.isp.nsc.ru/16/ Renew/pgs/Laboratory/K-100.html> (дата обращения: 22.08.2018).
2. Валиев К. А., Орликовский А. А. Технологии СБИС: основные тенденции развития / Электроника: Наука, технология, бизнес. 1996. № 5–6. С. 3–11.
3. Hueser J. E., Brock F. J. Theoretical analysis of the density within an orbiting molecular shield // *J. Vac. Sci. Technol.*, 1976, vol. 13, no. 3, pp. 702–710.
4. Melfi L. T., Outlaw R. A., Hueser J. E., Brock F. J. Molecular shield: An orbiting low-density materials laboratory // *J. Vac. Sci. Technol.*, 1976, vol. 13, no. 3, p. 698.
5. Ignatiev A. The Wake Shield Facility and Space-Based Thin Film Science and Technology // *Earth Space Review*, 1995, no. 4, p. 10.
6. News Briefs // *Compound semiconductors*, 1997, no. 1, p. 11.
7. Neu G., Teisserire M., Freundlich A., Horton C., Ignatiev A. // *Appl. Phys. Lett.*, 1999, vol. 74, no. 22, pp. 3341–3343.
8. Бержатый В. И., Зворыкин Л. Л., Иванов А. И., Пчеляков О. П., Соколов Л. В. Перспективы реализации вакуумных технологий в условиях орбитального полета // *Поверхность. Рентгеновские, синхронные и нейтральные исследования*, 2001, № 9, С. 63–73.
9. Ignatiev A., Freundlich A., Pchelyakov O., Nikiforov A., Sokolov L., Pridachin D., Blinov V. Molecular Beam Epitaxy in the Ultravacuum of Space: Present and Near Future // *From Research to Mass Production*, 2018, pp. 741–749. doi: 10.1016/B978-0-12-812136-8.00035-9
10. Pchelyakov O. P., Dvurechensky A. V., Latyshev A. V., Aseev A. L. Ge/Si heterostructures with coherent Ge quantum dots in silicon for applications in nanoelectronics // *Semiconductor Science and Technology*, 2011, vol. 26, no. 1, pp. 14–27. doi: 10.1088/0268-1242/26/1/014027

PLANT FOR MOLECULAR BEAM EPITAXY «KATUN-100»

V. V. Blinov¹, V. I. Mashanov¹, A. I. Nikiforov^{1, 2}, D. N. Pridachin¹,
D. O. Pchelyakov¹, O. P. Pchelyakov^{1, 2}, L. V. Sokolov¹, V. P. Titov¹

¹Rzhanov Institute of Semiconductor Physics SB RAS, Novosibirsk, Russian Federation

²Tomsk State University, Tomsk, Russian Federation

One of the most promising technologies in semiconductor electronics is molecular beam epitaxy, which is a successive deposition on the semiconductor substrate of layers of atomic thickness of various materials from molecular beams in ultra-high vacuum (residual gas pressure less than 10^{-8} Pa). During this process (in situ), molecular beams and nanoheterostructures are diagnosed. Creation of high-performance micro-, nano- and photoelectronics devices based on semiconductor nanoheterostructures consisting of III-V compounds grown on cheap Si substrates is one of the priorities of modern semiconductor materials science. The solution this problem is extremely important for the development of high-performance photovoltaics. Modern high-performance solar cells are complex multilayer heterosystems with an efficiency of up to 45 % at a concentration of solar radiation in several hundred suns. They consist of three main p-n junctions made of Ge, InGaAs, InGaP connected in series by tunnel diodes. This article presents an automated compact plant of new generation of molecular beam epitaxy for epitaxy of films and nanostructures based on Si, Ge and (or) compounds of A₃B₅ type, developed at the Rzhanov Institute of Semiconductor Physics of the Siberian Branch of RAS.

Keywords: molecular beam epitaxy, semiconductor nanoheterostructures, solar cells, ultrahigh vacuum, space materials science.

References

1. New equipment for molecular beam epitaxy. Available at: <http://lib.isp.nsc.ru/16/Renew/pgs/Laboratory/K-100.html> (accessed: 22.08.2018).
2. Valiev K. A., Orlikovsky A. A. *Tekhnologii SBIS: osnovnye tendencii razvitiya* [VLSI Technologies: Main Development Trends] // *Electronics: Science, Technology, Business*, 1996, no. 5–6, pp. 3–11. (In Russian)
3. Hueser J. E., Brock F. J. Theoretical analysis of the density within an orbiting molecular shield // *J. Vac. Sci. Technol.*, 1976, vol. 13, no. 3, pp. 702–710.
4. Melfi L. T., Outlaw R. A., Hueser J. E., Brock F. J. Molecular shield: An orbiting low-density materials laboratory // *J. Vac. Sci. Technol.*, 1976, vol. 13, no. 3, p. 698.
5. Ignatiev A. The Wake Shield Facility and Space-Based Thin Film Science and Technology // *Earth Space Review*, 1995, no. 4, p. 10.
6. News Briefs // *Compound semiconductors*, 1997, no. 1, p. 11.
7. Neu G., Teisserire M., Freundlich A., Horton C., Ignatiev A. // *Appl. Phys. Lett.*, 1999, vol. 74, no. 22, pp. 3341–3343.
8. Berzhaty V. I., Zvorykin L. L., Ivanov A. I., Pchelyakov O. P., Sokolov L. V. *Perspektivy realizacii vakuumnyh tekhnologij v usloviyah orbital'nogo poleta* [Prospects for the implementation of vacuum technologies in orbital flight conditions] // *Journal of surface investigation. X-Ray, synchrotron and neutron techniques*, 2001, no. 9, pp. 63–73. (In Russian)
9. Ignatiev A., Freundlich A., Pchelyakov O., Nikiforov A., Sokolov L., Pridachin D., Blinov V. Molecular Beam Epitaxy in the Ultravacuum of Space: Present and Near Future // *From Research to Mass Production*, 2018, pp. 741–749. doi: 10.1016/B978-0-12-812136-8.00035-9
10. Pchelyakov O. P., Dvurechensky A. V., Latyshev A. V., Aseev A. L. Ge/Si heterostructures with coherent Ge quantum dots in silicon for applications in nanoelectronics // *Semiconductor Science and Technology*, 2011, vol. 26, no. 1, pp. 14–27. doi: 10.1088/0268-1242/26/1/014027

УНИВЕРСАЛЬНЫЙ СТЕНД СБОРКИ И ИСПЫТАНИЙ АППАРАТУРЫ БОРТОВОГО ИНФОРМАЦИОННО- НАВИГАЦИОННОГО КОМПЛЕКСА КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА «ГЛОНАСС-К2»

**Н. Н. Лосев, В. В. Головков, Д. Г. Киндяков,
Р. О. Уланов, К. А. Трунов**

*АО «Информационные спутниковые системы» им. акад. М. Ф. Решетнёва,
г. Железнодорожск, Красноярский край, Российская Федерация*

Статья посвящена описанию разработанного универсального стенда сборки для закрепления плиты технологической и проведению монтажных работ и приёмо-сдаточных испытаний аппаратуры бортового информационно-навигационного комплекса космического аппарата «Глонасс-К2» разработки АО «ИСС». Навигационный космический аппарат строится на базе негерметичной платформы «Экспресс-1000» и будет функционировать на средневысотной круговой орбите.

Платформа «Экспресс-1000» представляет собой конструктивно и функционально обособленные модули, объединяющие все бортовые служебные подсистемы для обеспечения работы полезной нагрузки и предоставления для неё всех необходимых ресурсов и услуг. В процессе создания и сборки космического аппарата платформа объединяется с полезной нагрузкой, которая также представляет собой конструктивно и функционально обособленный модуль.

На основании патентного исследования и обзора существующих конструкций стендов сборки выбран наиболее соответствующий требованиям технического задания принцип работы стенда. Проведены теоретические расчеты механизма: прочностной и на заданный ресурс. Выполнена конструктивная проработка отдельных важнейших узлов и систем оборудования.

Ключевой особенностью стенда является внедрение автоматизированной системы работы привода с возможностью дистанционного управления, за счёт которого повышается безопасность работы со стендом. Стенд предлагается как универсальный механизм с возможностью сборки с сопанелями разных размеров.

Ключевые слова: стенд сборки, технологическая плита, космический аппарат, бортовой информационно-навигационный комплекс, технологическое оборудование изготовления и испытаний космических аппаратов.

Введение

Одним из самых ответственных и трудоёмких этапов изготовления космических аппаратов является процесс сборки. Для обеспечения быстрого и качественного процесса сборки необходимо применение на производстве специальных рабочих мест – стендов, обеспечивающих надежное закрепление деталей, удобный доступ к составным частям и модулям, высокую точность проводимых работ и безопасность производственного персонала.

В статье описан универсальный стенд сборки, позволяющий закреплять технологическую плиту как для проведения монтажных работ, так и для приёмо-сдаточных испытаний аппаратуры бортового информационно-навигационного комплекса космических аппаратов (КА).

Назначение стенда сборки

Стенд сборки – производственный механизм, производящий перекладку или передачу различных объектов с одного поста или обрабатывающего устройства на другое, с обязательным изменением пространственной ориентации объекта (переворотом, простым или двухосным поворотом) [1; 2]. Он представляет собой технологиче-

ское оборудование, необходимое для поддержания на определенных этапах наземной эксплуатации определенного положения в пространстве сотопанели относительно земной поверхности, а также изменения этого положения (причем без какого-либо вреда для самой панели):

- установки продольной оси X панели в горизонтальном положении;
- вращения установленной панели вокруг оси X в горизонтальном положении;
- изменение высоты положения благодаря механической передаче (производится только в горизонтальном положении).

Возможность установки панели на специально приспособленном для этого оборудовании (стенде), а также возможность изменения положения изделия в пространстве без переоборудования с этого стенда, позволяет облегчить и обезопасить выполнение сборки [3].

Основные требования, предъявляемые к стенду

Стенд сборки должен обеспечивать:

- крепление установленной на нем плиты технологической для обеспечения проведения сборочных и испытательных операций;
- возможность вращения плиты технологической вокруг оси X ;
- возможность процесса подъема/опускания плиты технологической для обеспечения удобного монтажа приборов;
- проведение юстировочных работ с изделием;
- проведение монтажных и регулировочных работ с изделием, а также прокрутка вокруг оси X .

Конструкция стенда должна обеспечивать:

- надежное закрепление конструкции;
- установку на колесную тележку или на собственные колеса и перемещение на них с помощью электрического и ручного привода;
- вращение плиты электромеханическим или ручным приводом на 360° вдоль оси X (время вращения на угол 360° составляет 6–8 минут);
- перемещение плиты в вертикальном направлении (время подъема/опускания составляет 4–6 минут);
- проведение юстировочных работ с плитой.

Грузоподъемность стенда 500 кг; максимальные габариты в миллиметрах: $6740 \times 2500 \times 2500$ [4].

Описание схемы работы стенда

Поскольку предпочтительно обеспечить свободный доступ со всех сторон ко всем наружным

элементам и узлам КА, установленного на кантователь, а также их полную визуальную видимость, то предлагается использовать схему, в которой стенд-кантователь, состоящий из стоек с поворотными устройствами, для повышения удобства сборки рамы универсального энергосредства позволяет её вращать на угол 360° .

Дополнительные особенности стенда

В стенде предусмотрены:

- возможность остановки в промежуточных произвольных положениях, а также автоматический останов в конечных положениях платформы поворотной;
- самоторможение привода;
- дополнительные тормозные устройства для обеспечения блокировки движения при выключенном электродвигателе;
- устройства защиты электродвигателя от перегрузок;
- ручной привод с автоматической блокировкой одновременного включения электродвигателя и передачи крутящего момента на шарико-винтовую пару (ШВП) с вала рукоятки. Точность позиционирования не требуется.

Кроме того, обеспечивается защита от попадания масляного тумана и металлической пыли, образующихся при работе привода, в окружающее пространство и на открытые элементы КА [5].

Состав стенда

Для привода стенда наиболее подходит ШВП, т. к. она обладает следующими важными преимуществами перед передачей скольжения винт-гайка (ПВГ):

1. С учетом условий работы винтовой передачи в данном приводе (сведение к минимуму радиальной, а также наклонно-радиальной нагрузки на ходовой винт), ШВП менее склонна к заеданию и заклиниванию по сравнению с парой скольжения, в которой значительно больше трение в резьбе. Это повышает надежность привода и, следовательно, такого достаточно ответственного оборудования, как универсального стенда сборки.

2. ШВП обладает более чем в 2 раза высоким КПД и более чем в 2 раза низким требуемым вращающим моментом на винте, по сравнению с ПВГ. Это обуславливает применение в составе привода электродвигателя меньшей мощности, а также прочих механических передач (редукторов), рассчитанных на передачу столь же меньших мощностей. В итоге привод становится более компактным, снижается его энергопотребление и масса (в целом) [6].

Стенд состоит из следующих основных узлов:

1. Средство вращения стенда – червячный мотор-редуктор IG-90GM, состоит из реверсивного коллекторного двигателя постоянного тока и планетарного редуктора.
2. Средство подъема плиты технологической – мотор-редуктор серии SF8156, состоит из реверсивного коллекторного двигателя постоянного тока и цилиндрического редуктора. Передаточное отношение редуктора 1/50. Максимальный крутящий момент (ограничение прочности редуктора) – 300 Н·м. [7].
3. Для управления скоростью, направлением, а также для задания плавного пуска и торможения – контроллер коллекторного двигателя BMSD [8].
4. Источник питания для мотор-редуктора – H300S24.
5. Интерфейс RS-485, обеспечивающий управление скоростью, продолжительностью работы или количеством оборотов, направлением и ускорением.
6. Защитные устройства: ультразвуковой дальномер URM37, инфракрасный дальномер Sharp и устройство защитного отключения (УЗО).

Устройство и функции общего блока управления стендом

В процессе работы производится контроль положения при управлении двигателем с датчиком угла поворота.

Предусмотрено одновременное управление несколькими контроллерами. Подключение внешнего оборудования к блоку BMSD представлено на рис. 1.

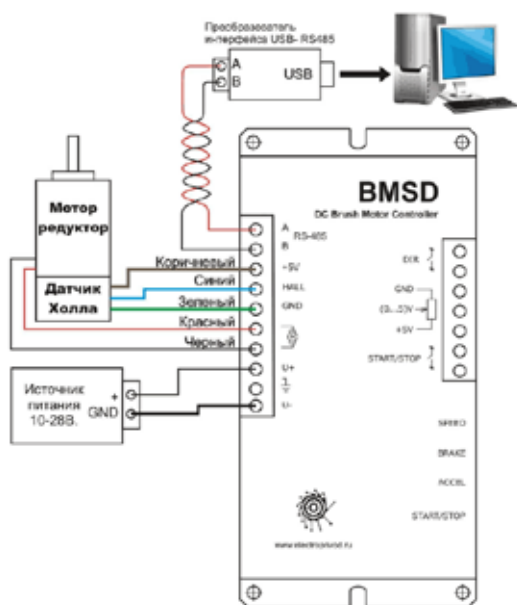


Рис. 1. Подключение внешнего оборудования к блоку BMSD

При необходимости для управления скоростью, направлением, а также для задания плавного пуска и торможения можно использовать блок управления двигателями постоянного тока BMD.

Во избежание нарушения техники безопасности и непредвиденных опасных ситуаций стенд сборки оснащён датчиками движения, следящими за обнаружением посторонних предметов в зоне действия датчика. Такими датчиками являются ультразвуковой дальномер URM37 и инфракрасный дальномер Sharp. Данные датчики подключаются к общему блоку управления и включаются при подаче на них соответствующей команды [9].

Дополнительно стенд оборудован УЗО, предназначенным для отключения цепи в случае появления токов утечки, возникающих при электрическом пробое изоляции проводки, а также в результате прикосновения человека к фазному проводу или корпусу оборудования, оказавшемуся под напряжением из-за электрического пробоя.

Структурная электрическая схема стенда и система дистанционного управления

В состав структурной электрической схемы входят: электрический шкаф, силовые разъемы, проводка, аппарат защиты, мотор-редуктор, электронный блок управления, ЭВМ, пульт управления, датчики положения каретки, датчики движения и светосигнальные индикаторы.



Рис. 2. Структурная электрическая схема стенда сборки

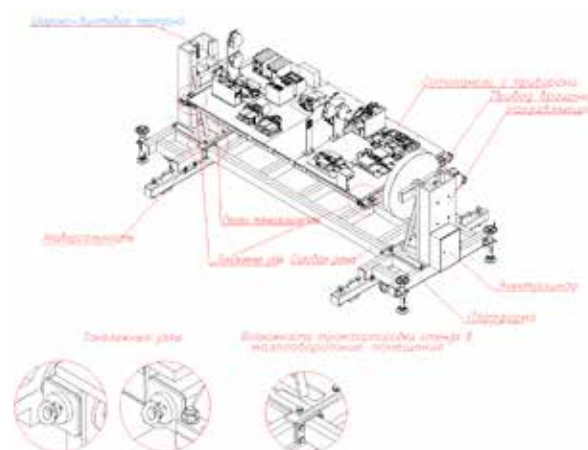


Рис. 3. Стенд сборки

Отдельно следует отметить устройство дистанционного пульта управления стенда. Современная мировая радиотехническая промышленность выпускает специальные комплекты дистанционного управления (ДУ), предназначенные для интеграции в системы управления грузоподъемным оборудованием, строительной, сельскохозяйственной и другой техникой, где зачастую бывает невозможно, нецелесообразно или опасно устанавливать специальные посты и кабины управления.

Внедрение ДУ является прогрессивным техническим решением. ДУ позволяет освободить оператора стенда от кручения рукояти привода в течение длительного времени, что соответствует требованиям эргономики и в значительно большей степени концентрировать внимание на установленной плите, лучше отслеживать текущее положение и состояние объекта (плиты), в меньшей степени отвлекаясь на приемы, непосредственно связанные с управлением стенда. Это делает эксплуатацию оборудования более безопасной.

Одной из самых доступных и уже хорошо зарекомендовавших себя на рынке систем

ДУ представляется отечественная разработка – комплект дистанционного управления «SAGA1 Crystal Серия – SAGA1-L8B», спроектированный и серийно выпускаемый радиотехнической компанией ООО «ПКФ «УРАЛКРАНДЕТАЛЬ» [10].

Заключение

Спроектированный стенд сборки характеризуется следующими качественными и количественными показателями, представляющими интерес для заказчика и обеспечивающими изделию конкурентоспособность:

- универсальность и достаточная функциональность;
- удобство в управлении;
- хорошая транспортабельность;
- относительно небольшая потребляемая электрическая мощность.

Стенд предлагается как универсальный механизм с возможностью сборки сотопанелей разных размеров.

Список литературы

1. «Экспресс-1000» – перспективная платформа среднего класса [Электронный ресурс]. URL: <https://www.issreshetnev.ru/media/journal/journal-07-2009.pdf> (дата обращения: 13.08.2018).
2. Чеботарев В. Е., Косенко В. Е. Основы проектирования космических аппаратов информационного обеспечения : учеб. пособие ; Сиб. гос. аэрокосм. ун-т. Красноярск, 2011. 488 с.
3. Гуцин В. Н. Основы устройства космических аппаратов : учеб. / В. Н. Гуцин. М. : Машиностроение, 2003. 272 с.
4. Основные технологические процессы общей сборки в производстве летательных аппаратов : учеб. пособие / В. А. Барвинок, А. Н. Кирилин, П. А. Докукина. Самара : Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2007. 80 с.
5. Проектирование испытательных стендов для экспериментальной отработки объектов ракетно-космической техники / А. Г. Галеев, Ю. В. Захаров, В. П. Макаров, В. В. Родченко. М. : Издательство МАИ, 2014. 283 с.
6. Проектирование механических передач : учеб. пособ. / С. А. Чернавский, Г. А. Снесарев, Б. С. Козинцов и др. – 7-е изд., перераб. и доп. М. : ИНФРА-М, 2013. 536 с.
7. Мотор-редуктор SF8156 [Электронный ресурс]. URL: <http://redmeh.ru/catalog/malogabaritnye-motor-reduktory-12-24v/motor-reduktory-king-right-motor/motor-reduktor-sf8156/> (дата обращения: 13.08.2018).
8. Контроллер коллекторного двигателя BMSD с интерфейсом RS-485 [Электронный ресурс]. URL: <http://brushmotor.ru/BMSD.html> (дата обращения: 13.08.2018).
9. Горчаковский А. А., Евстратко В. В., Мишуров А. В., Панько С. П., Сухотин В. В. Принципы построения автоматизированной контрольно-проверочной аппаратуры космических аппаратов // Исследования наукограда. 2015. № 4. С. 30–32.
10. SAGA1 Crystal Серия – SAGA1-L4&L6&L8 Handheld Type [Электронный ресурс]. URL: <http://uralkrandetal.com/scat/14225.htm> (дата обращения: 13.08.2018).

UNIVERSAL STAND FOR ONBOARD INFORMATION AND NAVIGATION COMPLEX ASSEMBLING AND TESTING EQUIPMENT OF THE SPACECRAFT «GLONASS-K2»

**N. N. Losev, V. V. Golovkov, D. G. Kindyakov,
R. O. Ulanov, K. A. Trunov**

*JSC Academician M. F. Reshetnev Information Satellite Systems,
Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, Russian Federation*

The article is description of the developed universal assembly stand for fixing the technological plate and carrying out installation works and acceptance testing of the equipment on-board information and navigation complex of the «Glonass-K2» spacecraft developed by JSC ISS. The spacecraft is built on the basis of an unpressurized platform «Express-1000», operating on a medium-altitude circular orbit.

The «Express-1000» platform is a constructively and functionally detached module that unites all onboard service subsystems that provide payload operation and provide all necessary resources and services for it. In the process of creating and assembling a spacecraft, the platform is combined with a payload, which is also a constructively and functionally detached module.

On the basis of patent research and review of existing structures of the assembly stands, the most suitable working principle of the stand is selected. Theoretical calculations of the mechanism – strength, for a given resource are carried out. A constructive study of some of the most important units and equipment systems was carried out.

A key feature of the stand is the introduction of an automated drive system with the possibility of remote control, which increases the safety of work with the stand. The stand is offered as a universal mechanism with the ability to assemble with different sizes of honeycomb panels.

Keywords: assembly stand, technological plate, space vehicle, on-board information and navigation complex, technological equipment for manufacturing and testing spacecrafts.

References

1. «Express-1000» is a promising middle class platform. Available at: <https://www.iss-reshetnev.ru/media/journal/journal-07-2009.pdf> (accessed 13.08.2018).
2. Chebotarev V. E., Kosenko V. E. *Osnovy proektirovaniya kosmicheskikh apparatov informatsionnogo obespecheniya* [Fundamentals of spacecraft design information support]. Krasnoyarsk, SibGAU Publ., 2011. 488 p. (In Russian)
3. Gyschin V. N. *Osnovy ustroystva kosmicheskikh apparatov* [Fundamentals of spacecraft devices]. Moscow, Mashinostroenie, 2003. 272 p. (In Russian)
4. Barvinok V. A., Kirillin A. H., Dokudina P. A. *Osnovnyye tekhnologicheskiye protsessy obshchey sborki v proizvodstve letatel'nykh apparatov* [The main technological processes of general assembly in the production of aircraft]. Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolyov, 2007. 80 p. (In Russian)
5. Galeev A. G., Zaharov U. V., Makarov V. P., Rodchenko V. V. *Proyektirovaniye ispytatel'nykh stendov dlya eksperimental'noy otrabotki ob'yektov raketno-kosmicheskoy tekhniki* [Design of test benches for experimental testing of rocket and space equipment]. Moscow, Moscow Aviation Institute, 2014. 283 p. (In Russian)
6. Chernavskiy S. A., Snesarev G. A., Kozincov B. S. *Proyektirovanie Mehanicheskikh Peredach* [Design of mechanical transmissions]. Moscow, INFRA-M, 2013. 536 p. (In Russian)
7. Gear Motor SF8156. Available at: <http://redmeh.ru/catalog/malogabaritnye-motor-reduktory-12-24v/motor-reduktory-king-right-motor/motor-reduktor-sf8156/> (accessed 13.08.2018).
8. The collector motor controller BMSD with RS-485 interface. Available at: <http://brushmotor.ru/BMSD.html> (accessed 13.08.2018).
9. Gorchakovskiy A. A., Evstratko V. V., Mishurov A. V., Panko S. P., Sukhotin V. V. The principles of automation control and test equipment for spacecraft // The Research of the Science City, 2015, no. 4, pp. 30–32. (In Russian)
10. SAGA1 Crystal Серия – SAGA1-L4&L6&L8 Handheld Type. Available at: <http://uralkrandetal.com/scat/14225.htm> (accessed 13.08.2018).

Сведения об авторах

Афанасьев Николай Иванович – доктор физико-математических наук, ведущий научный сотрудник. Окончил Томский государственный университет. Область научных интересов: фазовые превращения, диффузия, комплексные реакции на мигрирующих границах зерен.

E-mail: af42@yandex.ru

Бернс Владимир Андреевич – начальник отделения ФГУП «СибНИА им. С. А. Чаплыгина», доктор технических наук, доцент. Окончил Новосибирский электротехнический институт (ныне Новосибирский государственный технический университет) в 1975 году. Область научных интересов: динамика и прочность летательных аппаратов.

E-mail: v.berns@yandex.ru

Головков Владимир Владимирович – ведущий инженер АО «Информационные спутниковые системы» им. акад. М. Ф. Решетнёва». Студент СибГУ им. акад. М. Ф. Решетнёва. Область научных интересов: космическая техника, системы спутниковой связи и ретрансляции информации.

E-mail: golovkov.vladimir@gmail.com

Жуков Егор Павлович – инженер ФГУП «СибНИА им. С. А. Чаплыгина». Окончил Новосибирский государственный технический университет в 2014 году. Область научных интересов: динамика и прочность летательных аппаратов.

E-mail: zh-ep@yandex.ru

Зарубин Владимир Степанович – профессор кафедры «Прикладная математика» МГТУ им. Н. Э. Баумана, доктор технических наук, профессор. Окончил МВТУ им. Н. Э. Баумана в 1957 году. Область научных интересов: математическое моделирование термомеханических процессов в конструкционных материалах и элементах конструкций ракетно-космической техники.

E-mail: fn2@bmstu.ru

Зимин Владимир Николаевич – первый проректор – проректор по научной работе МГТУ им. Н. Э. Баумана, доктор технических наук. Окончил МВТУ им. Н. Э. Баумана в 1980 году. Область научных интересов: динамика раскрывающихся крупногабаритных космических конструкций.

E-mail: zimmin@bmstu.ru

Иваненко Александр Анатольевич – кандидат физико-математических наук, научный сотрудник Института физики им. Л. В. Киренского Сибирского отделения РАН. Область научных интересов: оптиче-

ская и ультразвуковая интерферометрия, калориметрия, инфракрасная спектроскопия.

E-mail: iva.1966@list.ru

Киндяков Дмитрий Геннадьевич – начальник группы АО «Информационные спутниковые системы» им. акад. М. Ф. Решетнёва». Окончил аспирантуру СибГУ им. акад. М. Ф. Решетнёва в 2017 году. Область научных интересов: космическая техника, конструирование наземного испытательного оборудования.

E-mail: edmihov@mail.ru

Китлер Владимир Давыдович – кандидат технических наук. Окончил Томский государственный университет. Область научных интересов: физические методы исследования материалов.

E-mail: vladimir_kitler@mail.ru

Красноруцкий Дмитрий Александрович – доцент кафедры «Прочность летательных аппаратов» Новосибирского государственного технического университета, кандидат технических наук, доцент. Окончил Новосибирский государственный технический университет в 2008 году. Область научных интересов: динамика и прочность конструкций.

E-mail: krasnorutskiy@corp.nstu.ru

Кувыркин Георгий Николаевич – заведующий кафедрой «Прикладная математика» МГТУ им. Н. Э. Баумана, доктор технических наук, профессор. Окончил МВТУ им. Н. Э. Баумана в 1970 году. Область научных интересов: математическое моделирование термомеханических процессов в конструкционных материалах и элементах конструкций ракетно-космической техники.

E-mail: fn2@bmstu.ru

Лакиза Павел Анатольевич – магистрант Новосибирского государственного технического университета. Область научных интересов: динамика и прочность летательных аппаратов.

E-mail: qinterfly@gmail.com

Левин Владимир Евгеньевич – заместитель заведующего кафедрой «Прочность летательных аппаратов» Новосибирского государственного технического университета, доктор технических наук, доцент. Окончил Новосибирский электротехнический институт в 1977 году. Область научных интересов: динамика и прочность летательных аппаратов.

E-mail: v.levin@corp.nstu.ru

ЛепакOVA Ольга Клавдеевна – кандидат технических наук, старший научный сотрудник. Окончила Томский политехнический университет. Область научных интересов: фазовые превращения и закономерности формирования структуры в процессе СВ-синтеза.

E-mail: klavdievna.k@yandex.ru

Лопатин Александр Витальевич – главный научный сотрудник, доктор технических наук. Область научных интересов: механика конструкций из композиционных материалов.

E-mail: lopatin@krasmail.ru

Лосев Николай Николаевич – инженер АО «Информационные спутниковые системы» им. акад. М. Ф. Решетнёва». Студент СибГУ им. акад. М. Ф. Решетнёва. Область научных интересов: космическая техника, конструирование наземного испытательного оборудования.

E-mail: daniel-kolya@bk.ru

Маленкова Валерия Васильевна – инженер ФГУП «СибНИА им. С. А. Чаплыгина». Окончила Новосибирский государственный технический университет в 2015 году. Область научных интересов: динамика и прочность летательных аппаратов.

E-mail: malenkova_vv@mail.ru

Маринин Дмитрий Александрович – начальник отдела АО «Информационные спутниковые системы» им. акад. М. Ф. Решетнёва». Окончил Новосибирский электротехнический институт в 1985 году. Область научных интересов: динамика и прочность летательных аппаратов.

E-mail: marinin_dmitry@mail.ru

Назарова Анастасия Юрьевна – научный сотрудник. Окончила Томский политехнический университет. Область научных интересов: СВ-синтез керамических материалов.

E-mail: osm.nazarova@yandex.ru

Радишевская Нина Ивановна – кандидат технических наук. Окончила Томский политехнический университет. Область научных интересов: химические превращения в процессе СВ-синтеза.

E-mail: osm.ninaradi@yandex.ru

Тамбасов Игорь Анатольевич – кандидат физико-математических наук, научный сотрудник Института физики им. Л. В. Киренского Сибирского отделения РАН. Область научных интересов: магнитные явления, полупроводники, поверхность и тонкие пленки.

E-mail: igor@mail.ru

Трунов Константин Александрович – инженер АО «Информационные спутниковые системы»

им. акад. М. Ф. Решетнёва». Область научных интересов: космическая техника, системы спутниковой связи и конструирование наземного испытательного оборудования.

E-mail: konstantinrunov2@gmail.com

Уланов Роман Олегович – инженер АО «Информационные спутниковые системы» им. акад. М. Ф. Решетнёва». Аспирант СибГУ им. акад. М. Ф. Решетнёва. Область научных интересов: космическая техника, конструирование наземного испытательного оборудования.

E-mail: 58198@mail.ru

Хахленкова Анна Александровна – инженер 2 категории АО «Информационные спутниковые системы» им. акад. М. Ф. Решетнёва». Окончила СибГАУ им. акад. М. Ф. Решетнёва в 2013 году. Область научных интересов: космическая техника, композиционные материалы, сетчатые конструкции.

E-mail: hahlenkova@iss-reshetnev.ru

Шестаков Николай Петрович – кандидат физико-математических наук, старший научный сотрудник Института физики им. Л. В. Киренского Сибирского отделения РАН. Область научных интересов: образование и структура кристаллов, инфракрасная спектроскопия, физика полимеров.

E-mail: nico@iph.krasn.ru

Требования к оформлению статей для опубликования в журнале «Космические аппараты и технологии»

Редакция принимает в журнал статьи, соответствующие следующим темам:

- ◀ ракетно-космическая техника
- ◀ новые материалы и технологии в космической технике
- ◀ космическое приборостроение
- ◀ космические услуги
- ◀ инновации и экономика космической отрасли

Статья должна быть подготовлена в формате «Документ Word 97–2003» и направлена на электронную почту редакции isercit@gmail.com.

Вместе со статьей необходимо предоставить акт экспертного заключения с печатью и заключение комиссии экспортного контроля (КЭК) о возможности опубликования или, в случае отсутствия КЭК в организации, письмо за подписью руководителя организации с печатью, что данные сведения не подлежат экспортному контролю.

После принятия материалов автору будет выслан лицензионный договор и акт на право использования редакцией научной статьи при размещении в журнале и электронных базах данных.

Подписанный автором лицензионный договор и акт, а также оригиналы акта экспертного заключения и заключение КЭК должны быть высланы почтой на адрес редакции: 662972, а/я 57, Красноярский край, ЗАТО г. Железногорск. Ассоциация «ТП «НИСС».

При подготовке статьи авторы должны следовать этическим принципам, принятым в научном сообществе и редакцией журнала.

Авторы должны руководствоваться приведенными ниже правилами. Статьи, оформленные без соблюдения этих правил, могут быть возвращены авторам на доработку.

Требования к составу и расположению элементов оформления научной статьи:

- ◀ Индекс УДК располагают отдельной строкой слева.
- ◀ На следующей строке размещается заголовок, который центрируют и набирают строчными буквами (как в предложении, начиная с прописной). Шрифт Times New Roman, 14 кегль, начертание – полужирное. Перенос слов в заголовке недопустим.
- ◀ Под заголовком по центру указываются фамилия и инициалы автора(ов). Шрифт Times New Roman, 14 кегль, по центру, полуторный интервал.
- ◀ Под ФИО автора(ов) по центру указываются: полное название учреждения (место работы), в котором выполнена работа (в именительном падеже), затем город (населённый пункт), область (край), страна. Шрифт Times New Roman, 14 кегль, по центру, полуторный интервал.
- ◀ Аннотация к статье. Объём аннотации: 150–200 слов (равнение на английский вариант аннотации).
- ◀ Ключевые слова (4–7 слов или словосочетаний).
- ◀ Пристатейный библиографический список, оформленный в соответствии с ГОСТ Р 7.05-2008. Рекомендуется использование не менее 15 источников не старше 5 лет.
- ◀ Следом необходимо привести заголовок, ФИО автора(ов), организацию, аннотацию, ключевые слова и библиографический список на английском языке.
- ◀ В конце документа необходимо привести сведения о каждом авторе (должность и место работы, научные степень и звание, что и когда окончил, область научных интересов, e-mail).

МЕЖДУНАРОДНАЯ IEEE-СИБИРСКАЯ КОНФЕРЕНЦИЯ ПО УПРАВЛЕНИЮ И СВЯЗИ (SIBCON-2019)

Четырнадцатая IEEE-Сибирская конференция, посвящённая достижениям в области разработки и создания систем управления и связи, проводится с 18 по 20 апреля 2019 года в г. Томске, Россия. Конференция SIBCON регулярно организуется Томской группой и студенческим отделением IEEE, компанией National Instruments для того чтобы поддерживать междисциплинарные дискуссии, взаимодействие и сотрудничество через участие в деятельности профессиональных сообществ Института IEEE. Программа конференции предусматривает заседания секций с устными докладами, специальные заседания, краткие курсы и культурную программу.

Основные направления конференции

1. Фундаментальные проблемы теории управления и связи.
2. Робототехника и автоматика.
3. Компьютерные измерительные технологии, сенсоры и системы.

Информационная поддержка конференции

- Журнал «Автоматика и программная инженерия» www.jurnal.nips.ru
- Отраслевой научно-технический журнал «Космические аппараты и технологии» www.journal-niss.ru

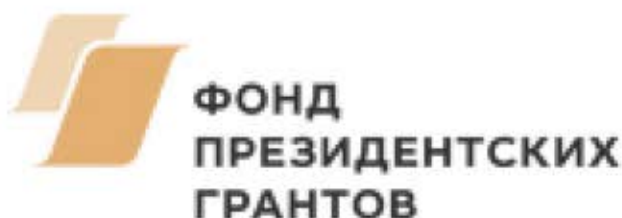
Ключевые даты:

- 4 декабря 2018** – последний срок приёма докладов
- 22 января 2019** – уведомление о включении докладов в программу
- 1 апреля 2019** – регистрация участников

Подробная информация о регистрации, инструкции для подготовки статей и научная программа доступны на сайте конференции sibcon.tusur.ru

Архив конференции доступен на сайте ieee.tusur.ru/sibcon

Дорога в космос – университетский центр управления полётом «роем» таких космических аппаратов



www.road-to-space.ru

vk.com/spaceroute

okg2000@mail.ru

kartsan2003@mail.ru