

КОСМИЧЕСКИЕ АППАРАТЫ И ТЕХНОЛОГИИ

SPACECRAFTS & TECHNOLOGIES



КА «SESAT»
20-летие запуска
Производитель: АО «ИСС»



Технологическая платформа

НИСС

Национальная Информационная
Спутниковая Система

№1 (31)
2020



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 4

№ 1 (31)

2020

Выходит один раз в три месяца

Красноярский край
Железногорск

Космические аппараты и технологии

Главный редактор
Тестоедов Николай Алексеевич
чл.-кор. РАН, д-р техн. наук, профессор,
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, профессор (Новосибирск)

Васильев Валерий Витальевич
академик РАН, д-р техн. наук, профессор (Хотьково)

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

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

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

Петрукович Анатолий Алексеевич
чл.-кор. РАН, д-р физ.-мат. наук, профессор (Москва)

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

Беляев Борис Афанасьевич
д-р техн. наук, профессор (Красноярск)

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

Косенко Виктор Евгеньевич
д-р техн. наук, профессор (Железногорск)

Красильщиков Михаил Наумович
д-р техн. наук, профессор (Москва)

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)

Хартон Виктор Владимирович
д-р техн. наук, профессор (Королев)

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

Чернявский Александр Григорьевич
(Королев)

Ежеквартальный научный журнал

Издается с 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 2018 г. – 0,195.

«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 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, www.cyberleninka.ru

По решению Министерства науки и высшего образования Российской Федерации журнал «Космические аппараты и технологии» 11 июля 2019 года вошел в Перечень рецензируемых научных изданий ВАК, в которых должны быть опубликованы основные научные результаты диссертаций на соискание ученой степени кандидата наук, на соискание ученой степени доктора наук.

Адрес учредителя, редакции и издателя:
662972, Красноярский край, ЗАТО г. Железногорск,
ул. Ленина, 52, корп. 4, ком. 224
E-mail: isercit@gmail.com; <http://www.journal-niss.ru>

Подписной индекс журнала в каталоге «Пресса России» 39491
Тираж 200 экз. Заказ 11401
Дата выхода в свет 02.07.2020

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

Свободная цена

Возрастная маркировка в соответствии
с Федеральным законом № 436-ФЗ: 16+

Spacecrafts & Technologies

Chief Editor

Testoyedov Nikolay A.

Corresponding Member of RAS, Doctor of Engineering,
Professor, Chairman of Editorial Board (Russia)

Deputy Chief Editor

Khalimanovich Vladimir I.

PhD in Physics and Mathematics, Professor (Russia)

Executive Secretary

Khnykin Anton V.

PhD in Engineering (Russia)

Editorial Board

Annin Boris D.

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

Popov Garry A.

Academician of RAS, Doctor of Engineering, Professor (Russia)

Shabanov Vasily Ph.

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

Vasiliev Valery V.

Academician of RAS, Doctor of Engineering, Professor (Russia)

Makhutov Nikolay A.

Corresponding Member of RAS, Doctor of Engineering, Professor (Russia)

Petrukovich Anatoly A.

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

Shaidurov Vladimir V.

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

Belyaev Boris A.

Doctor of Engineering, Professor (Russia)

Chebotarev Victor E.

Doctor of Engineering, Professor (Russia)

Fateev Yury L.

Doctor of Engineering, Professor (Russia)

Garin Eugene N.

Doctor of Engineering, Professor (Russia)

Khartov Victor V.

Doctor of Engineering, Professor (Russia)

Kosenko Victor E.

Doctor of Engineering, Professor (Russia)

Krasilshchikov Michael N.

Doctor of Engineering, Professor (Russia)

Medvedtskiy Alexander L.

Doctor of Physics and Mathematics (Russia)

Ovchinnikov Sergey G.

Doctor of Physics and Mathematics, Professor (Russia)

Panko Sergey P.

Doctor of Engineering, Professor (Russia)

Pchelyakov Oleg P.

Doctor of Physics and Mathematics, Professor (Russia)

Cherniavsky Alexander G.

(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;
- Innovations 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,
www.cyberleninka.ru

РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА

ROCKET AND SPACE EQUIPMENT

Р. М. Хабибуллин
ПРОЦЕДУРА ФОРМИРОВАНИЯ ПРОГРАММЫ
НОМИНАЛЬНОГО УПРАВЛЕНИЯ
ГЕЛИОЦЕНТРИЧЕСКИМ ДВИЖЕНИЕМ
КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С СОЛНЕЧНЫМ
ПАРУСОМ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ЗАКОНОВ
ЛОКАЛЬНО-ОПТИМАЛЬНОГО УПРАВЛЕНИЯ

5 R. M. Khabibullin
PROCEDURE FOR FORMING NOMINAL
CONTROL PROGRAM OF SOLAR SAIL
SPACECRAFT HELIOCENTRIC MOVEMENT
USING LOCALLY OPTIMAL CONTROL LAWS

Х. Г. Асадов, У. Ф. Мамедова
ВОПРОСЫ ПРИМЕНЕНИЯ РАЗНОВЫСОТНЫХ
БАЛЛОННЫХ ИСТОЧНИКОВ ОПТИЧЕСКОЙ
РАДИАЦИИ ДЛЯ КАЛИБРОВКИ НАЗЕМНЫХ
МИКРОТЕЛЕСКОПОВ СЕТИ ОТСЛЕЖИВАНИЯ
ОРБИТАЛЬНЫХ СПУТНИКОВ

14 H. H. Asadov, U. F. Mamedova
QUESTIONS ON UTILIZATION OF DIFFERENT
HEIGHT BALLOON SOURCES OF OPTICAL
RADIATION FOR CALIBRATION OF NETWORK
OF GROUND MICROTÉSCOPES FOR
TRACKING OF ORBITAL SATELLITES

М. А. Прохоров, А. Ю. Цветков, А. А. Толмачев
РАЗРАБОТКА АВТОМАТИЗИРОВАННОЙ
СИСТЕМЫ РАЗВЕРТЫВАНИЯ ПРОГРАММНОГО
ОБЕСПЕЧЕНИЯ АВТОМАТИЗИРОВАННЫХ
РАБОЧИХ МЕСТ ЦЕНТРА УПРАВЛЕНИЯ
ПОЛЕТАМИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

20 M. A. Prokhorov, A. Yu. Tsvetkov, A. A. Tolmachev
DEVELOPMENT OF AN AUTOMATED SYSTEM
FOR DEPLOYING SOFTWARE FOR AUTOMATED
WORKSTATIONS OF THE SPACECRAFT
FLIGHT CONTROL CENTER

**НОВЫЕ МАТЕРИАЛЫ И ТЕХНОЛОГИИ
В КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКЕ**

**NEW MATERIALS AND TECHNOLOGIES
IN SPACE EQUIPMENT**

Д. М. Зуев, К. Г. Охоткин
МОДИФИЦИРОВАННЫЕ ВЫРАЖЕНИЯ ДЛЯ
СТРЕЛЫ ПРОГИБА КОНСОЛИ В СЛУЧАЕ
ПОПЕРЕЧНОЙ НАГРУЗКИ

28 D. M. Zuev, K. G. Okhotkin
MODIFIED FORMULAS FOR MAXIMUM
DEFLECTION OF A CANTILEVER UNDER
TRANSVERSE LOADING

**В. М. Михалкин, О. В. Пастушенко, В. В. Двирный,
Г. В. Двирный, А. А. Шевчук**
СНИЖЕНИЕ ЭКСПЛУАТАЦИОННЫХ
РАСХОДОВ ТЕРМОВАКУУМНЫХ
ИСПЫТАНИЙ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ
С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ТЕХНОЛОГИИ
КОНДИЦИОНИРОВАНИЯ
ГАЗООБРАЗНОГО АЗОТА

**36 V. M. Mikhalkin, O. V. Pastushenko, V. V. Dvirniy,
G. V. Dvirniy, A. A. Shevchuk**
REDUCING OPERATIONAL COSTS OF
THERMAL VACUUM TESTING OF SPACECRAFT
VIA GASEOUS NITROGEN THERMAL
CONDITIONING TECHNOLOGY

**В. В. Блинов, В. М. Владимиров, Н. А. Кушнарв,
А. И. Никифоров, Д. Б. Придачин, Д. О. Пчеляков,
О. П. Пчеляков, В. А. Скороделов, Л. В. Соколов**
ВЫРАЩИВАНИЕ ПОЛУПРОВОДНИКОВЫХ
СТРУКТУР ДЛЯ ВЫСОКОЭФФЕКТИВНЫХ
СОЛНЕЧНЫХ БАТАРЕЙ В ОТКРЫТОМ КОСМОСЕ

**45 V. V. Blinov, V. M. Vladimirov, N. A. Kushnarev,
A. I. Nikiforov, D. B. Pridachin, D. O. Pchelyakov,
O. P. Pchelyakov, V. A. Skorodelov, L. V. Sokolov**
GROWING SEMICONDUCTOR STRUCTURES FOR
HIGH-PERFORMANCE SOLAR CELLS
IN OPEN SPACE

ПРОЦЕДУРА ФОРМИРОВАНИЯ ПРОГРАММЫ НОМИНАЛЬНОГО УПРАВЛЕНИЯ ГЕЛИОЦЕНТРИЧЕСКИМ ДВИЖЕНИЕМ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С СОЛНЕЧНЫМ ПАРУСОМ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ЗАКОНОВ ЛОКАЛЬНО-ОПТИМАЛЬНОГО УПРАВЛЕНИЯ

Р. М. Хабибуллин

*Самарский национальный исследовательский университет им. акад. С. П. Королёва,
г. Самара, Российская Федерация*

Работа посвящена некомпланарному межпланетному перелету Земля–Венера космического аппарата, оснащенного солнечным парусом. Целью гелиоцентрического движения является попадание космического аппарата с неидеально отражающим солнечным парусом в сферу Хилла Венеры с нулевым гиперболическим избытком скорости. В работе используется неидеально отражающая модель солнечного паруса, величина и направление ускорения от которого рассчитывается с учетом зеркального и диффузного отражений, поглощения и пропускания фотонов поверхностью солнечного паруса. Одной из главных задач в области навигации и управления движением космического аппарата является поиск простой энергоэффективной схемы управления для выполнения того или иного маневра. Именно такими схемами управления и являются законы локально-оптимального управления, различные комбинации которых позволяют выполнить необходимые маневры при межпланетном перелете. Описана процедура формирования программы управления для некомпланарного межпланетного перелета типа Земля–Венера космического аппарата с неидеально отражающим солнечным парусом. В качестве результатов получены траектория перелета, изменение фазовых координат во времени, графики изменения управляющих углов и сформированная программа номинального управления. Полученные результаты удовлетворяют всем граничным условиям, описанным в постановке задачи.

Ключевые слова: неидеально отражающий солнечный парус, закон локально-оптимального управления, программа номинального управления, некомпланарный межпланетный перелет.

Введение

Солнечный парус (СП) – это приспособление, использующее давление солнечного света на отражающую поверхность для приведения в движение космического аппарата (КА) [1]. Значительное преимущество использования СП состоит в том, что он способен заменить двигательную установку на борту малого КА. Отсутствие рабочего тела позволяет существенно уменьшить массу всего КА и продлить срок его активного существования. За прошлые десять лет большой опыт использования СП был получен космическими агентствами США, Европы и Японии [2–7].

Одной из главных задач в области навигации и управления движением КА является по-

иск простой энергоэффективной схемы управления для выполнения того или иного маневра. Подобные способы управления не обязательно должны быть близки к оптимальным. Основным требованием, выдвигаемым к подобным способам управления, является простота анализа и реализации. Именно такими схемами управления и являются законы локально-оптимального управления (ЗЛОУ), различные комбинации которых позволяют выполнить необходимые маневры при межпланетном перелете [8]. ЗЛОУ предназначены для наискорейшего изменения и сохранения одного из оскулирующих элементов орбиты, таких как: большая полуось A , фокальный параметр p , эксцентриситет e , радиус афелия r_a , радиус перигелия r_p , аргумент перигелия w , истинная аномалия ϑ , наклонение i , долгота восходящего узла Ω .

Целью работы является разработка процедуры формирования программы номинального

✉ khabibullin.roman@gmail.com

© Ассоциация «ТП «НИСС», 2020

управления КА с неидеально отражающим СП на базе ЗЛОУ для совершения некомпланарного межпланетного перелета на примере перелета Земля-Венера.

1. Постановка задачи

Рассматривается межпланетный некомпланарный перелет КА с неидеально отражающим СП с гелиоцентрической орбиты Земли к Венере. КА выведен из сферы действия Земли с помощью разгонного блока. Цель перелета – попадание в сферу Хилла планеты – области пространства, в которой могут двигаться тела, оставаясь спутником планеты, при этом интеграл энергии КА $h < 0$.

Введем вектор фазовых координат $\mathbf{X}$, описывающий движение центра масс (ЦМ) и движение вокруг ЦМ в комбинированной системе координат:

$$\mathbf{X} = (r, u, V_r, V_u, \Omega, i, \theta_p, \theta_n, \theta_s, \omega_p, \omega_n, \omega_s)^T,$$

где r – гелиоцентрическое расстояние КА с СП; u – аргумент широты; V_r, V_u – радиальная и трансверсальная скорости; Ω – долгота восходящего узла орбиты; i – наклонение орбиты; $\theta_p, \theta_n, \theta_s$ – углы поворота СП, описывающие ориентацию КА с СП; $\omega_p, \omega_n, \omega_s$ – угловые скорости.

Для описания управления ориентацией СП вводится вектор номинального управления $\mathbf{U}$:

$$\mathbf{U} = \{\delta_p(t), \delta_s(t)\}^T,$$

где $\delta_p(t), \delta_s(t)$ – функции номинального управления, определяющие вращение СП относительно ЦМ, которые могут принимать следующие значения:

$$\begin{aligned} \delta_p(t) &= \{+1, 0, -1\} \\ \delta_s(t) &= \{+1, 0, -1\} \end{aligned}$$

Фиксированный вектор проектных параметров $\mathbf{prm}$ КА с СП описывается следующим образом:

$$\mathbf{prm} = \{m, S, \rho, \rho_r, \rho_d, \alpha, \tau, h_{ТЭУ}\}^T,$$

где m – масса КА с СП; S – площадь СП; ρ – коэффициент отражения поверхности СП; ρ_r – коэффициент зеркального отражения поверхности СП; ρ_d – коэффициент диффузного отражения поверхности СП; α – коэффициент поглощения фотонов поверхностью СП; τ – коэффициент пропускания; $h_{ТЭУ}$ – ширина тонкопленочных элементов управления.

Параметры вектора фазовых координат $\mathbf{X}$ и вектора управления $\mathbf{U}$ должны удовлетворять следующим ограничениям:

$$\begin{aligned} |\delta_p(t)| + |\delta_s(t)| &\leq 1 \\ \omega_{доп} &\leq |\omega| \leq \omega_{пред} \end{aligned} \quad (1)$$

Граничные условия гелиоцентрического перелета записываются следующим образом:

$$\mathbf{X}(t_0) = \mathbf{X}_0, \quad \mathbf{X}(t_k) = \mathbf{X}_k. \quad (2)$$

В качестве основного критерия оптимальности выбрано минимальное время перелета $t_k \rightarrow \min$ при условии:

$$\left. \begin{aligned} \text{Dist}(r, u, \Omega, i) &\leq R_{\text{Хилла}} \\ h(\text{Dist}, V_r, V_u) &< 0 \end{aligned} \right\}, \quad (3)$$

где Dist – текущее расстояние между КА с СП и целью; $R_{\text{Хилла}}$ – радиус сферы Хилла планеты. Интеграл энергии h определяется следующим образом [9]:

$$h = \Delta V^2 - \frac{2\mu_{\text{цель}}}{\text{Dist}}.$$

Здесь ΔV – разность полных скоростей КА и планеты, к которой совершается перелет; $\mu_{\text{цель}}$ – гравитационный параметр планеты.

Вектор функции управления $\mathbf{U}$, удовлетворяющий ограничениям (1) и граничным условиям (2) и доставляющий минимум критерию оптимальности при фиксированном векторе проектных параметров $\mathbf{prm}$, описывается следующим образом:

$$\mathbf{U}_{\text{opt}}(t) = \arg \min_{\mathbf{U}(t)} t_k \left(\mathbf{U} | \mathbf{prm} \in P, \mathbf{X}(t_0) = \mathbf{X}_0, \mathbf{X}(t_k) = \mathbf{X}_k \right).$$

Задача сложная, поэтому предлагается процедура решения, состоящая из трех частей:

1. Получение номинальной программы управления движением ЦМ КА.

2. Определение максимальных необходимых угловых скоростей для обеспечения полученной программы номинального управления, расчет параметров органов управления.

3. Моделирование совместного движения ЦМ и вокруг ЦМ для демонстрации реализуемости полученной программы управления.

4. Данная статья посвящена первому пункту задачи – получение номинальной программы управления движением ЦМ КА.

2. Законы локально-оптимального управления

В работе [8] автором получены ЗЛОУ для КА с двигателем малой тяги. В работе [7] автор сформировал ЗЛОУ для КА с СП. В рамках данной работы ЗЛОУ предназначены для определения управляющих углов λ_1 и λ_2 . Угол λ_1 – это угол между направлением падения фотонов на поверхность СП (совпадает с направлением радиус-вектора r) и проекцией нормали СП на плоскость орбиты движения КА. Угол λ_2 – это угол между нормалью СП и ее проекцией на плоскость орбиты движения КА. Более подробно математическая модель движения КА с неидеально отражающим СП описана в [10].

Управляющие углы λ_1 и λ_2 , обеспечивающие наискорейшее изменение оскулирующего элемента K , могут быть вычислены из следующего отношения:

$$\lambda_{1,2opt}^K = \operatorname{argmax}_{\lambda_{1,2} \in \left[-\frac{\pi}{2}, \frac{\pi}{2}\right]} \frac{dK}{dt} \lambda_{1,2}.$$

При $\lambda_1 = \pm\pi/2$ выполняется закон сохранения оскулирующего элемента во времени. Для обеспечения максимальной скорости изменения одного из элементов гелиоцентрической орбиты закон управления должен быть записан в следующем виде [11]:

$$\lambda_1^K = \frac{1}{2} \arcsin \frac{f_2(\vartheta) \left(f_1(\vartheta) - \sqrt{9[f_1(\vartheta)]^2 + 8[f_2(\vartheta)]^2} \right)}{3([f_1(\vartheta)]^2 + [f_2(\vartheta)]^2)},$$

где f_1 и f_2 – компоненты, определяющие максимальную скорость изменения соответствующих орбитальных элементов.

Для монотонного изменения наклонения орбиты i необходимо изменять направление тяги на противоположное в точках, где аргумент широты $u = \pm\pi/2$. Для монотонного изменения долготы восходящего узла Ω необходимо осуществлять изменение управления в точках на линии узлов, в которых аргумент широты $u = 0$ и $u = \pi$. При $\lambda_2 = \pm\pi/2$ выполняется закон сохранения оскулирующего элемента во времени. Для обеспечения максимальной скорости изменения одного из оскулирующего элемента, отвечающего за изменение положения орбиты в пространстве, закон управления должен быть записан в следующем виде:

$$\lambda_2^K = \frac{1}{2} \arcsin \frac{2\sqrt{2}}{3} \operatorname{Sign} [f(u, \lambda_2)],$$

где $\operatorname{Sign}[f(u, \lambda_2)]$ – функция определения знака в зависимости от значения аргумента широты u и управляющего угла λ_2 .

В качестве примера рассмотрим ЗЛОУ для наискорейшего увеличения одного из элементов:

– наискорейшее увеличение большой полуоси A :

$$\lambda_1^A = \frac{1}{2} \arcsin \frac{(-1 + e \cos \vartheta) \left(e \cos \vartheta - \sqrt{9[e \cos \vartheta]^2 + 8[-1 + e \cos \vartheta]^2} \right)}{3([e \cos \vartheta]^2 + [-1 + e \cos \vartheta]^2)};$$

– наискорейшее увеличение фокального параметра p :

$$\lambda_1^p = -\frac{1}{2} \arcsin \frac{2\sqrt{2}}{3};$$

– наискорейшее увеличение эксцентриситета e :

$$\lambda_1^e = -\frac{1}{2} \arcsin \frac{\left(e \cos^2 \vartheta + 2 \cos \vartheta + e \right) \left(\sin \vartheta - \sqrt{9[\sin \vartheta]^2 + 8 \left[\frac{e \cos^2 \vartheta + 2 \cos \vartheta + e}{1 + e \cos \vartheta} \right]^2} \right)}{3(1 + e \cos \vartheta) \left([\sin \vartheta]^2 + \left[\frac{e \cos^2 \vartheta + 2 \cos \vartheta + e}{1 + e \cos \vartheta} \right]^2 \right)};$$

– наискорейшее увеличение радиуса афелия r_a :

$$\lambda_1^{r_a} = -\frac{1}{2} \arcsin \frac{\left(2(1 + \cos \vartheta) - e \sin^2 \vartheta \right) \left(\sin \vartheta - \sqrt{9[\sin \vartheta]^2 + 8 \left[\frac{2(1 + \cos \vartheta) - e \sin^2 \vartheta}{1 + e \cos \vartheta} \right]^2} \right)}{3(1 + e \cos \vartheta) \left([\sin \vartheta]^2 + \left[\frac{2(1 + \cos \vartheta) - e \sin^2 \vartheta}{1 + e \cos \vartheta} \right]^2 \right)};$$

– наискорейшее увеличение радиуса перигелия r_π :

$$\lambda_1^r = -\frac{1}{2} \arcsin \frac{(2(1 - \cos \vartheta) + e \sin^2 \vartheta) \left(-\sin \vartheta - \sqrt{9[\sin \vartheta]^2 + 8 \left[\frac{2(1 - \cos \vartheta) + e \sin^2 \vartheta}{1 + e \cos \vartheta} \right]^2} \right)}{3(1 + e \cos \vartheta) \left([\sin \vartheta]^2 + \left[\frac{2(1 - \cos \vartheta) + e \sin^2 \vartheta}{1 + e \cos \vartheta} \right]^2 \right)};$$

– наискорейшее увеличение аргумента перигелия w :

$$\lambda_1^w = -\frac{1}{2} \arcsin \frac{\sin \vartheta (2 + e \cos \vartheta) \left(-\cos \vartheta - \sqrt{9[\cos \vartheta]^2 + 8 \left[\frac{\sin \vartheta (2 + e \cos \vartheta)}{1 + e \cos \vartheta} \right]^2} \right)}{3(1 + e \cos \vartheta) \left([\cos \vartheta]^2 + \left[\frac{\sin \vartheta (2 + e \cos \vartheta)}{1 + e \cos \vartheta} \right]^2 \right)};$$

– наискорейшее увеличение наклонения i :

$$\lambda_2^i = \frac{1}{2} \arcsin \frac{2\sqrt{2}}{3} \text{Sign} [\cos u \sin \lambda_2];$$

– наискорейшее увеличение долготы восходящего узла Ω :

$$\lambda_2^\Omega = \frac{1}{2} \arcsin \frac{2\sqrt{2}}{3} \text{Sign} [\sin u \sin \lambda_2].$$

3. Формирование программы номинального управления

Для определения параметров орбиты и положения Венеры используется база данных Лаборатории реактивного движения НАСА (Jet Propulsion Laboratory NASA) [12]. Дата старта

$$\mathbf{X}_{КА}(t_0) = (1,479 \cdot 10^8 \text{ км}; 54,953 \text{ град}; -0,371 \text{ км/с}; 30,122 \text{ км/с}; 174,806 \text{ град}; 0,004 \text{ град})^T;$$

$$\mathbf{X}_{Венера}(t_k) = (1,086 \cdot 10^8 \text{ км}; 8,886 \text{ град}; -0,199 \text{ км/с}; 34,894 \text{ км/с}; 76,595 \text{ град}; 3,394 \text{ град})^T.$$

Данные о перелете представлены в табл. 1. Алгоритм и длительность использования ЗЛОУ

миссии – 16 ноября 2027 года, дата завершения миссии – 19 июня 2030 года.

Начальное положение КА с СП на дату старта и конечное положение Венеры опишем размерными фазовыми координатами в виде

$$\mathbf{X} = (r; u; V_r; V_u; \Omega; i)^T;$$

описаны в табл. 2. Одна итерация моделирования соответствует 1 часу движения.

Таблица 1

Данные о перелете КА с неидеально отражающим СП с орбиты Земли к Венере

№ п/п	Наименование	Значение
1	Цель	Венера
2	Радиус сферы Хилла $R_{Хилла}$, км	1 008 000
3	Дата старта D_0	16.11.2027
4	Дата завершения перелета D_k	19.06.2030
5	Масса КА с СП m , кг	39,8
6	Площадь СП S , м ²	500
7	Длительность перелета, сут.	946
8	Расстояние до цели $Dist$, км	849 396

Таблица 2

Алгоритм использования ЗЛОУ

№ п/п	Закон управления	Дата начала этапа	Дата завершения этапа	Начальное значение	Конечное значение	Длительность, сут.
1	Уменьшение A	16.11.2027	18.12.2028	1,000 а.е.	0,724 а.е.	399
2	Увеличение i	18.12.2028	28.05.2029	0,004 град	3,385 град	161
3	Уменьшение Ω	28.05.2029	09.05.2030	224,017 град	76,651 град	345
4	Уменьшение e	09.05.2030	18.06.2030	0,052	0,007	41

Траектория гелиоцентрического движения КА с СП в плоскости XOY и изменение координат во времени представлены на рис. 1–2.

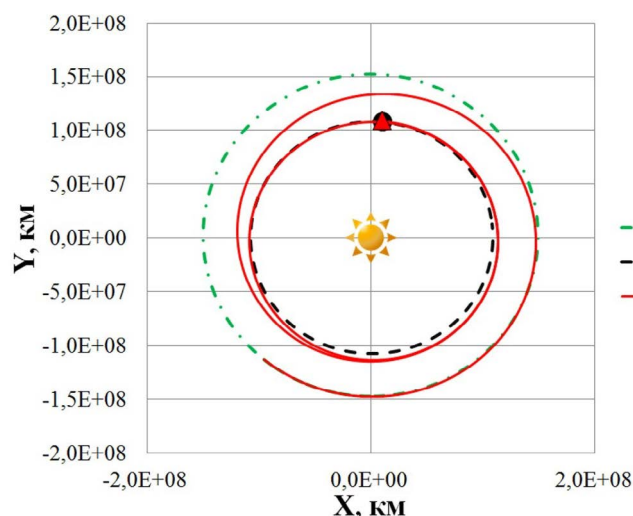


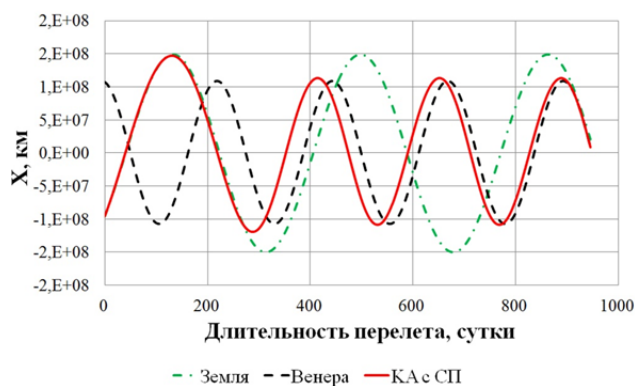
Рис. 1. Гелиоцентрическая траектория перелета КА к Венере

(▲ — КА; ● — Венера; ☼ — Солнце; - - - орбита Земли; - - - орбита Венеры; — траектория КА)

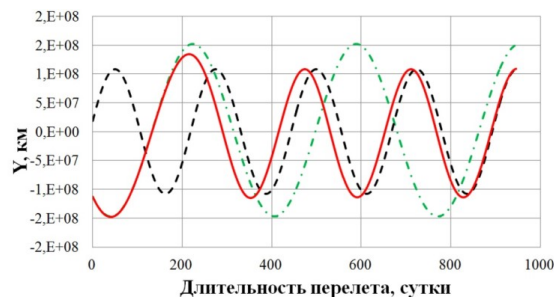
На рис. 3 представлены графики изменения фазовых координат во времени. Программа управления включает в себя изменение управляющих углов и функции управления. Использование ЗЛОУ подразумевает изменение положения КА и ориентации СП в пространстве. На рис. 4 приведен график зависимости управляющих углов λ_1 и λ_2 во времени. Графики функций управления δ_r и δ_s представлены на рис. 5. На рис. 6 представлено изменение расстояния между КА и Венерой на протяжении всего перелета. Как видно из рис. 6 на дату завершения миссии расстояние между КА и Венерой стало меньше радиуса Хилла Венеры. На рис. 7 представлен график изменения интеграла энергии, значение которого на дату завершения перелета меньше нуля.

Для реализации гелиоцентрического перелета КА с неидеально отражающим СП с орбиты Земли к Венере на расстояние 849 396 км потребовалось 946 суток. Определена безразмерная величина интеграла энергии $h = -8,7 \cdot 10^{-4}$. Найденные расстояние между КА с СП и Венерой $Dist$ и ин-

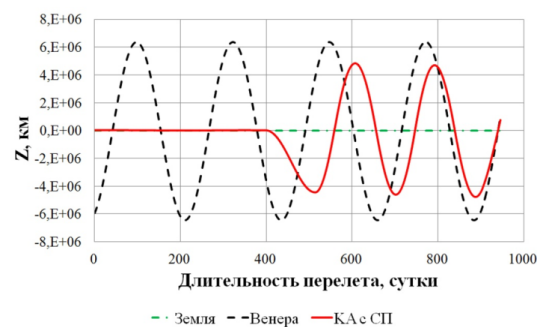
теграл энергии h удовлетворяют условию (3), следовательно, по окончании гелиоцентрического участка КА остается в окрестности Венеры.



а

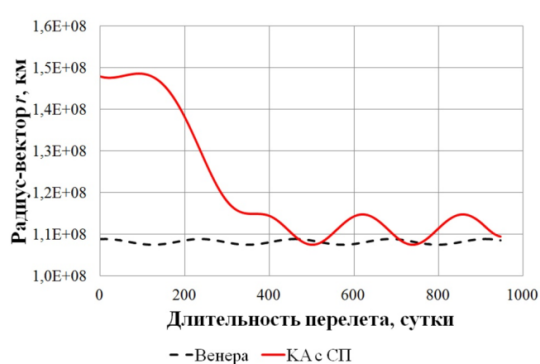


б

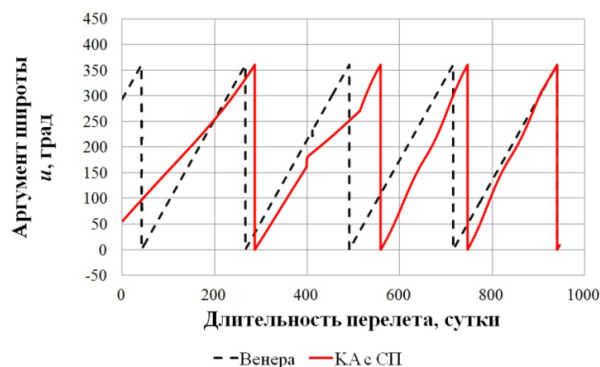


в

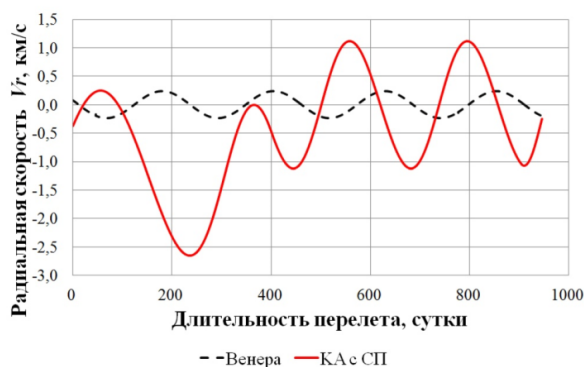
Рис. 2. Зависимость координат положения КА во времени: а – координата X; б – координата Y; в – координата Z
(- - - Земля; - - - Марс; — КА)



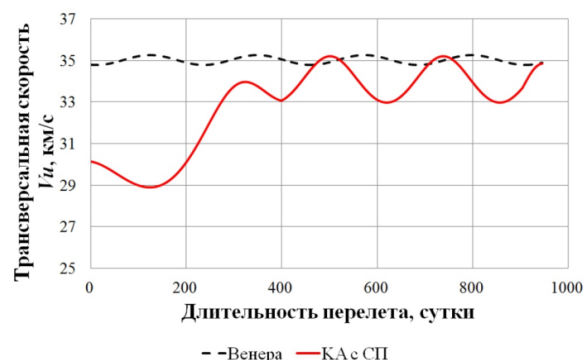
a



б



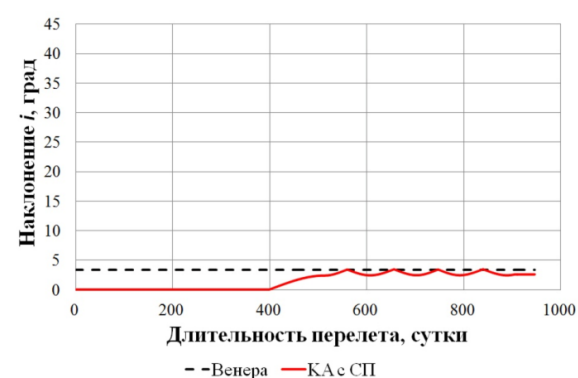
в



г



д

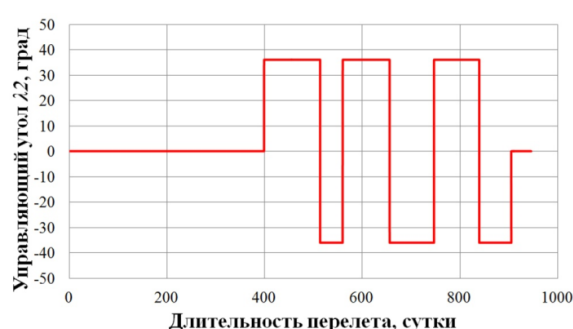


е

Рис. 3. Изменение фазовых координат КА во времени: *a* – радиус-вектор r ; *б* – аргумент широты u ; *в* – радиальная скорость V_r ; *г* – трансверсальная скорость V_t ; *д* – долгота восходящего узла Ω ; *е* – наклонение i (– – Венера, — КА)



a



б

Рис. 4. Зависимости управляющих углов во времени: *a* – угол λ_1 ; *б* – угол λ_2

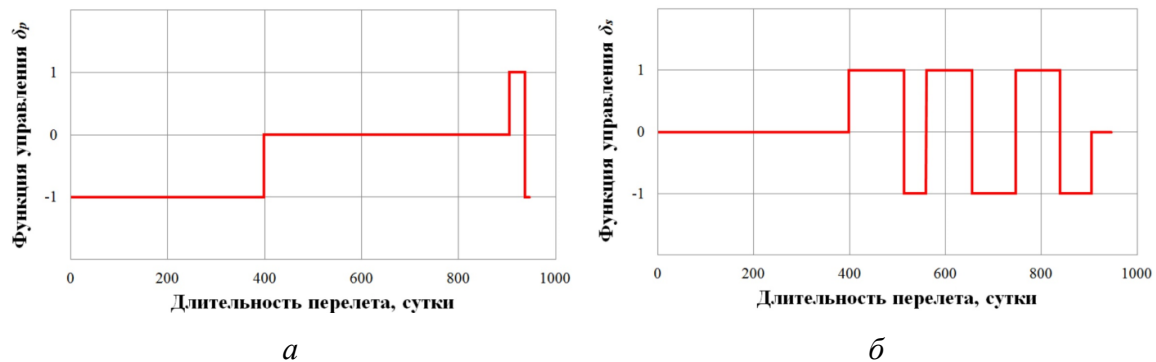


Рис. 5. Зависимости функции управления во времени:
 a – функция управления δ_p ; b – функция управления δ_s

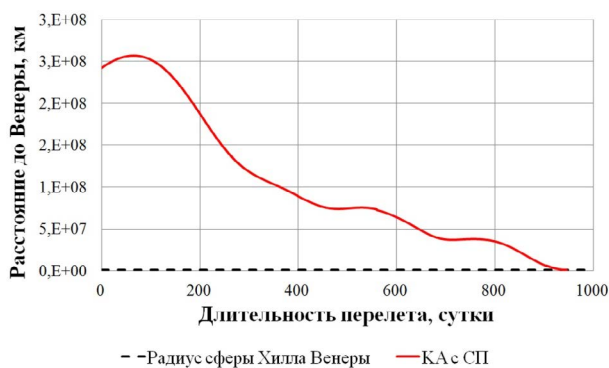


Рис. 6. Изменение расстояния между КА и Венерой (– радиус сферы Хилла Венеры, — КА)



Рис. 7. Изменение интеграла энергии h

Заключение

Рассмотрен некомпланарный межпланетный перелет Земля-Венера КА с неидеально отражающим СП, целью которого являлось попадание КА в сферу Хилла Венеры с нулевым гиперболическим избытком скорости. Для формирования номинального управления движением КА использовались законы локально-оптимального управления. Для реализации гелиоцентрического перелета Земля-Венера КА массой 39,8 кг с неидеально

отражающим СП площадью 500 м² потребовалось 946 суток. В качестве результатов получены траектория перелета, изменение фазовых координат во времени, графики изменения управляющих углов и программа номинального управления. Полученные результаты удовлетворяют всем граничным условиям, описанным в постановке задачи. Результаты моделирования подтверждают адекватность применения процедуры формирования программы номинального управления КА с неидеально отражающим СП.

Список литературы

- [1] Поляхова Е. Н. Космический полет с солнечным парусом. М. : Книжный дом «ЛИБРОКОМ», 2011. 320 с.
- [2] Macdonald M. Advances in Solar Sailing // Materials of the Third International Symposium on Solar Sailing Glasgow. 2013. 977 p.
- [3] Johnson L., Whorton M., Heaton A., Pinson R., Laue G., Adams C. NanoSail-D: A solar sail demonstration mission // Acta Astronautica, 2011, vol. 68, pp. 571–575.
- [4] Mori O., Sawada H., Funase R., Morimoto M., Endo T., Yamamoto T., Tsyda Y., Kawakatsu Y., Kawaguchi J. First Solar Power Sail Demonstration by IKAROS // Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Aerospace Technology, 2010, vol. 8, issue 27, pp. 25–31.
- [5] Biddy C., Svitek T. LightSail-1 Solar Sail Design and Qualification // Materials of the 41st Aerospace Mechanisms Symposium, 2012, pp. 451–463.
- [6] Heiligers J., Diedrich B., Derbes B., McInnes C. R. Sunjammer: Preliminary End-to-End Mission Design // Materials of AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference, 2014.

- [7] McInnes C. R. Solar sailing: technology, dynamics and mission applications. Springer Science & Business Media, 2013, 296 p.
- [8] Лебедев В. Н. Расчет движения космического аппарата с малой тягой. М. : ВЦ АН СССР, 1968. 108 с.
- [9] Мирер С. А. Механика космического полета. Орбитальное движение. М. : Резолит, 2007. 270 с.
- [10] Хабибуллин Р. М. Программа управления для некомпланарного гелиоцентрического перелета к Венере космического аппарата с неидеально отражающим солнечным парусом // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2019. Т. 18. № 4. С. 117–128.
- [11] Ишков С. А., Старинова О. Л. Оптимизация и моделирование движения космического аппарата с солнечным парусом // Известия РАН. 2005. Вып. 7. № 1 (13). С. 99–106.
- [12] JPL Solar System Dynamics [Электронный ресурс]. URL: <https://ssd.jpl.nasa.gov> (дата обращения: 27.09.2018).

PROCEDURE FOR FORMING NOMINAL CONTROL PROGRAM OF SOLAR SAIL SPACECRAFT HELIOCENTRIC MOVEMENT USING LOCALLY OPTIMAL CONTROL LAWS

R. M. Khabibullin

Samara National Research University, Samara, Russian Federation

The paper is devoted to the non-coplanar interplanetary flight Earth-Venus of the spacecraft equipped with a solar sail. The goal of the heliocentric movement is to transfer a spacecraft with a non-perfectly reflecting solar sail into the Hill's sphere of the Venus with zero hyperbolic excess speed. The magnitude and direction of acceleration is calculated taking into account specular and diffuse reflections, absorption and transmission of photons by the surface of the solar sail. One of the main tasks in the field of navigation and motion control of a spacecraft is the search for a simple energy-efficient control scheme for performing maneuvers during flight. These control schemes are locally optimal control laws, various combinations of which allow you to perform the necessary maneuvers during an interplanetary flight. The procedure for the formation of a control program for a non-coplanar interplanetary flight of the Earth-Venus type of a spacecraft with a non-perfectly reflecting solar sail is described. The results include the flight trajectory, the change in phase coordinates in time, graphs of changes in control angles, and the nominal control program. The obtained results satisfy all the boundary conditions described in the statement of the problem.

Keywords: non-perfectly reflecting solar sail, locally optimal control law, nominal control program, non-coplanar interplanetary flight.

References

- [1] Polyakhova E. N. *Kosmicheskij polyot s solnechnym parusom* [Space flight with solar sail]. Moscow, LIBROCOM, 2011. 320 p. (In Russian)
- [2] Macdonald M. Advances in Solar Sailing // Materials of the Third International Symposium on Solar Sailing Glasgow. 2013. 977 p.
- [3] Johnson L., Whorton M., Heaton A., Pinson R., Laue G., Adams C. NanoSail-D: A solar sail demonstration mission // Acta Astronautica, 2011, vol. 68, pp. 571–575.
- [4] Mori O., Sawada H., Funase R., Morimoto M., Endo T., Yamamoto T., Tsyda Y., Kawakatsu Y., Kawaguchi J. First Solar Power Sail Demonstration by IKAROS // Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Aerospace Technology, 2010, vol. 8, issue 27, pp. 25–31.
- [5] Biddy C., Svitek T. LightSail-1 Solar Sail Design and Qualification // Materials of the 41st Aerospace Mechanisms Symposium, 2012, pp. 451–463.
- [6] Heiligers J., Diedrich B., Derbes B., McInnes C. R. Sunjammer: Preliminary End-to-End Mission Design // Materials of AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference, 2014.

- [7] McInnes C. R. Solar sailing: technology, dynamics and mission applications. Springer Science & Business Media, 2013, 296 p.
- [8] Lebedev V. N. *Raschyot dvizheniya kosmicheskogo apparata s maloj tyagoy* [The calculation of movement of SV with low thrust engine]. Moscow, CC AS USSR, 1968, 108 p. (In Russian)
- [9] Mirer S. A. *Mekhanika kosmicheskogo polyota. Orbital'noe dvizhenie* [Space flight mechanic. Orbital motion]. Moscow, Rezonit, 2007, 270 p. (In Russian)
- [10] Khabibullin R. M. *Programma upravleniya dlya nekomplanarnogo geliocentricheskogo perelyota k Venere kosmicheskogo apparata s neideal'no otrazhayushchim solnechnym parusom* [Control program for noncoplanar heliocentric flight to Venus of non-perfectly reflecting solar sail spacecraft] // Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering, 2019, vol. 18, no. 4, pp. 117–128. (In Russian)
- [11] Ishkov S. A., Starinova O. L. *Optimizacija i modelirovanie dvizheniya kosmicheskogo apparata s solnechnym parusom* [Optimization and motion simulation of solar sail spacecraft] // Bulletin of the Russian Academy of Sciences, 2005, vol. 7, no. 1 (13), pp. 99–106. (In Russian)
- [12] JPL Solar System Dynamics. Available at: <https://ssd.jpl.nasa.gov> (accessed 27.09.2018).

Сведения об авторе

Хабибуллин Роман Маратович – инженер 2 категории отдела конгрессно-выставочной деятельности, ассистент кафедры высшей математики Самарского национального исследовательского университета им. акад. С. П. Королёва (Самарский университет). Окончил аспирантуру в Самарском университете в 2019 году. Область научных интересов: солнечный парус, межпланетный перелет, моделирование движения.

ВОПРОСЫ ПРИМЕНЕНИЯ РАЗНОВЫСОТНЫХ БАЛЛОННЫХ ИСТОЧНИКОВ ОПТИЧЕСКОЙ РАДИАЦИИ ДЛЯ КАЛИБРОВКИ НАЗЕМНЫХ МИКРОТЕЛЕСКОПОВ СЕТИ ОТСЛЕЖИВАНИЯ ОРБИТАЛЬНЫХ СПУТНИКОВ

Х. Г. Асадов¹ ✉, У. Ф. Мамедова²

¹ Национальное аэрокосмическое агентство Азербайджана, Азербайджанская Республика

² Азербайджанский государственный университет нефти и промышленности,
г. Баку, Азербайджанская Республика

Одним из путей повышения точности наземного отслеживания орбитальных спутников является высокоточная калибровка используемой для этой цели сети микро-телескопов. Для этой цели наиболее целесообразно использовать стабильные лазерные источники излучения. На практике в качестве таких источников используются баллонные платформы, поднятые на определенную высоту. Однако использование для калибровки одной фиксированной высоты всех источников может привести к недостаточной величине отношения сигнал/шум из-за непредсказуемых атмосферных явлений, а использование излучателей с различными спектральными характеристиками может усложнить требуемую методику анализа. Нами предложено использование однотипных лазеров и проведение калибровки с использованием платформ, поднятых на разные высоты. Вводится неявная функция зависимости дивергенции луча от высоты поднятия баллона. На эту функцию налагается некоторое интегральное ограничение. Далее исходно принимается, что количество микротелескопов, принимающих оптическое излучение от одного источника, линейно зависит от высоты нахождения данного источника. Требуется вычислить оптимальный вид вводимой неявной функции, при которой специально составленный целевой функционал, численно равный суммарному сигналу калибровки, достигает максимума. Предлагается использовать указанное свойство целевого функционала для проверки правильности проведенной процедуры калибровки. При этом обеспечение требуемого вида введенной ранее неявной функции является технически вполне решаемой задачей, т. к. дивергенция луча является управляемой величиной, а высота подъема платформы может быть измерена с достаточной точностью.

Ключевые слова: калибровка, микротелескопы, оптимизация, измерительная сеть, отслеживание спутников.

Введение

Такие глобальные астрономические события, как расширение вселенной и эффект смещения красной зоны в спектре, а также необходимость отслеживания функционирующих спутников на орбите диктуют необходимость проведения периодической калибровки самих телескопов [1–2].

В качестве примера можно указать сеть наземных микротелескопов OSCOM, предназначенную для оптического слежения спутников CubeSat,

в частности для контроля высоты полета и положения солнечных панелей и антенн спутников. В системе OSCOM используются микротелескопы Celestron 14 Edge HD. Наличие информации об абсолютной яркости свечения необходимо для определения альбедо поверхности спутника. Для калибровки в данном случае используется свет звезд с известной магнитудой.

Как отмечается в [1], проведение калиброванных фотометрических измерений всегда связано с проблемой динамичности атмосферных условий, что обычно приводит к несовпадению фотометрических данных, полученных при различных временных показателях. Здесь также следует учесть такие факторы, как неточность калибровки

✉ asadzade@rambler.ru

фотометров, различные характеристики используемых оптических фильтров, использование различных калибровочных источников и т. д. [3–5].

Аналогичные проблемы существуют в наземной сети микротелескопов, используемой для наблюдения за спутниками CALIPSO [6]. Как отмечено в работе [7], неточная калибровка фотометрических устройств, совместное воздействие затуханий сигнала в видимом и близком ИК диапазонах, вносимых атмосферой и самой измерительной аппаратурой, – являются источником большой неопределенности результатов исследования свойств и величины «темной энергии». Очевидно, что повышение точности калибровки фотометрических измерителей диктует необходимость наличия специальных внешних источников оптической радиации, специально установленных на ракетах или баллонах. Использование в целях калибровки отраженной от спутников солнечной радиации или переотраженной от поверхности Земли солнечной радиации приводит к большой неопределенности результатов измерений из-за нестабильности свойств атмосферы и альбедо Земли.

1. Существующий метод

Наиболее перспективным в решении данного вопроса следует считать использование источников оптической радиации, установленных на высотных баллонах и ракетах. Например, если установить вольфрамовую лампу с мощностью 25 Вт, излучающую оптическую радиацию мощностью 1 Вт в диапазоне 390–780 нм изотропно во всех направленных, то на Земле получим точечный источник со звездной величиной 12,5.

Согласно [7], альтернативой изотропно излучающей и в принципе нестабильной вольфрамовой лампе является лазерный источник, установленный на каком-либо носителе, возможно, на спутнике, или на специальных высотных баллонах. Дивергенция лазерного луча равна нескольким миллирадианам, и магнитуа такого орбитального лазера на уровне Земли определяется следующим выражением:

$$m \approx -2,5 \log_{10} \left(\frac{P}{h^2 d^2} \right) - 20,1, \quad (1)$$

где P – мощность лазера в милливаттах; h – высота орбиты спутника, на котором установлен лазер; d – среднее квадратическое отклонение дивергенции лазерного луча в миллирадианах.

При этом допускаем, что апертура телескопа намного меньше, чем среднее квадратическое отклонение дивергенции луча на уровне Земли.

Согласно [7], разработана программа ALTAIR, согласно которой для калибровки наземных микротелескопов используются диодные лазеры с длинами волны 639 нм, 690 нм, 440 нм

и 532 нм. Согласно работе [8], использование изотропных источников для калибровки обладает тем преимуществом, что результаты измерений оказываются менее чувствительными к относительному углу между источником и наблюдателем. Из-за отсутствия таких идеальных источников в настоящее время используются высотные баллоны, на которых могут быть установлены либо кварцевые-вольфрамовые-галогеновые лампы, либо светозлучающие диоды, либо плазменные лампы.

Вариант построения платформы, носимой баллоном, показан на рис. 1а, 1б [8].

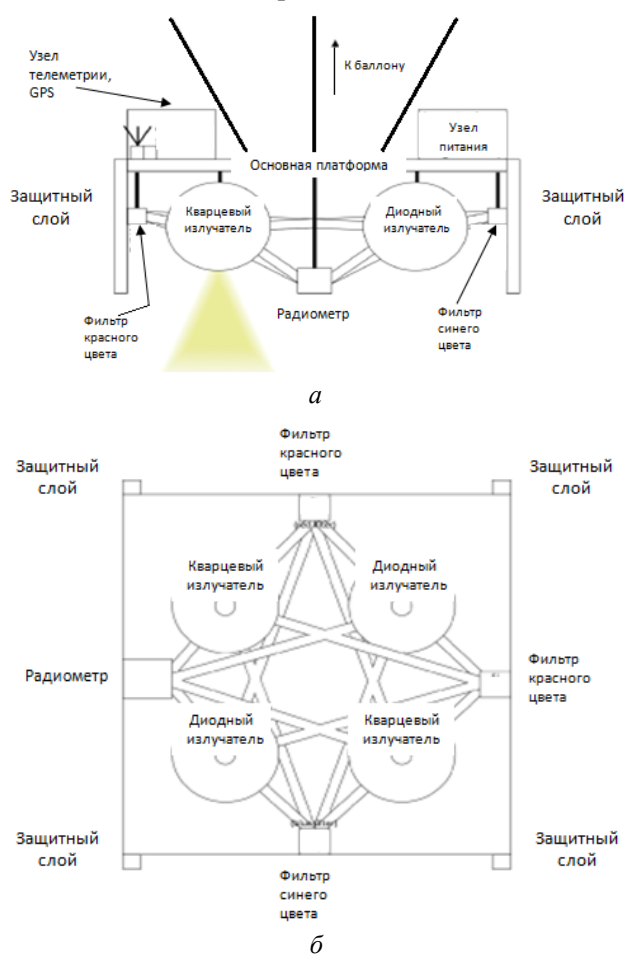


Рис. 1. Схематическое представление платформы, носимой баллоном: а – вид сбоку; б – вид сверху

2. Предлагаемый метод

Основной недостаток баллонного метода калибровки наземных микротелескопов – низкая достоверность результатов калибровки из-за проведения измерений на одной высоте полета и использования различных типов источников света, несогласованных по спектральным характеристикам. Предлагаются следующие изменения в конструкции платформы:

1. Замена всех источников на однотипные лазерные излучатели.

2. Проведение калибровочных процедур на различных высотах.

Вышеуказанное первое нововведение может обеспечить некоторую изотропность излучения за счет дивергенции однотипных лазерных лучей.

Второе нововведение позволит приобрести новый качественный показатель-признак верности проведенной калибровки в виде появления экстремума в суммарном калибровочном сигнале.

Несколько подробно остановимся на втором нововведении. Очевидно, что при предлагаемых нововведениях базовой формулой расчета оказывается выражение (1).

Если учесть, что измерения в предлагаемом методе проводятся на разных высотах в пределах $0 \div h_{\max}$, то, условно переходя на непрерывную модель анализа, введем на рассмотрение функцию:

$$d = \varphi(h), \quad (2)$$

показывающую зависимость дивергенции от высоты полета платформы. Далее можно предположить, что с увеличением показателя d также увеличится количество микротелескопов, которые будут охвачены оптическим следом лазерных лучей, исходящих от лазеров на платформе. С учетом вышеуказанного суммарную звездную величину одного излучателя платформы на высоте h оценим как:

$$m_{\Sigma} = -2,5 \cdot k \cdot h \cdot \log_{10} \frac{P}{h^2 \varphi(h)^2} dh + C(h). \quad (3)$$

$$\frac{d \left\{ - \left[2,5 \cdot k \cdot h \cdot \log_{10} \frac{P}{h^2 \varphi^2(h)} + C(h) + \lambda [\varphi(h) - C_1] \right] \right\}}{d(\varphi(h))} = 0. \quad (7)$$

Из условия (7) получим следующее выражение:

$$\frac{5 \cdot k \cdot h}{\varphi(h) \cdot \ln 10} + \lambda = 0. \quad (8)$$

Из (8) находим:

$$\varphi(h) = \frac{-5 \cdot k \cdot h}{\lambda \cdot \ln 10}. \quad (9)$$

С учетом выражений (5) и (9) имеем:

$$- \int_0^{h_{\max}} \frac{5 \cdot k \cdot h}{\lambda \cdot \ln 10} dh = C_1. \quad (10)$$

Из (10) находим:

$$\lambda = \frac{-5 \cdot k \cdot h_{\max}^2}{2 C_1 \cdot \ln 10}. \quad (11)$$

С учетом выражений (8) и (11) получим:

$$\varphi(h) = \frac{2 \cdot C_1 \cdot h}{h_{\max}^2}. \quad (12)$$

Интегрируя (3) по всем h в пределах $(0 \div h_{\max})$, получим:

$$m_{\Sigma} = - \int_0^{h_{\max}} 2,5 \cdot k \cdot h \cdot \log_{10} \frac{P}{h^2 \varphi^2(h)} dh + \int_0^{h_{\max}} C \cdot h dh. \quad (4)$$

Для решения задачи вычисления оптимальной функции $\varphi(h)$ рассмотрим следующее ограничительное условие:

$$\int_0^{h_{\max}} \varphi(h) dh = C_1, \quad (5)$$

где $C_1 = \text{const}$. С учетом выражений (4) и (5) сформируем функционал безусловной вариационной оптимизации F , который представляется в виде суммарного калибровочного сигнала:

$$F = - \int_0^{h_{\max}} 2,5 \cdot k \cdot h \cdot \log_{10} \frac{P}{h^2 \varphi^2(h)} dh + \int_0^{h_{\max}} C \cdot h dh + \lambda \left[\int_0^{h_{\max}} \varphi(h) dh - C_1 \right]. \quad (6)$$

Хорошо известно [9; 10], что решение задач типа (5) и (6) должно удовлетворить условию:

Таким образом, при решении (12) целевой функционал (6) достигает экстремума. Для определения типа экстремума достаточно определить знак второй производной интегранта в (6) по $\varphi(h)$ и убедиться, что она всегда отрицательна, т. е. при решении (12) функционал цели (6) достигает максимума.

Обладающий таким свойством суммарный калибровочный сигнал, количественно определяемый выражением (4), может быть использован в качестве экстремального показателя верности проводимой калибровки микротелескопов.

3. Модельные исследования

Проведем модельное исследование для проверки верности полученного результата.

Методика проверки состоит в следующем.

1. Определяется пара функций, отвечающих условию (5). Одной из этих функций выберем функцию (12). Вторую функцию определим из условия:

$$\int_0^{h_{\max}} \varphi_2(h) dh = C_1, \quad (13)$$

где

$$C_1 = \frac{A \cdot h_m}{2}, \quad (14)$$

$$A = \frac{2C_1}{h_m}. \quad (15)$$

Можно показать, что если выбрать φ_2 в виде линейной функции

$$\varphi_2(h) = \frac{2C_1}{h_m} - \frac{A \cdot h}{h_m}, \quad (16)$$

то условие (13) выполняется (рис. 2).

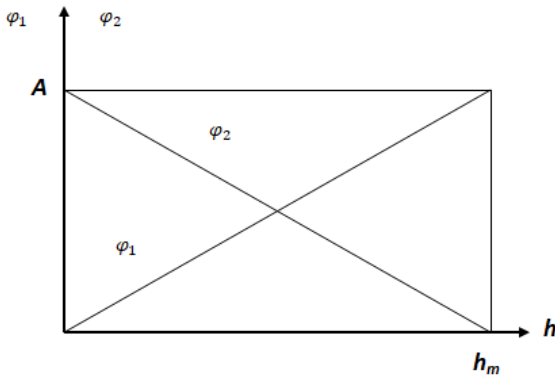


Рис. 2. К выбору функции φ_2

2. Исследуется экстремум первого члена в целевом функционале (6) без постоянных множителей, т. е.:

$$F_1 = - \int_0^{h_m} h \cdot \log_{10} \frac{P}{h^2 \varphi^2(h)} dh. \quad (17)$$

Для этого ставим решение (12) в (17). Получим:

$$F_1(\varphi_1) = - \int_0^{h_m} h \cdot \log_{10} \frac{P \cdot h_{\max}^4}{4C_1^2 h^4} dh. \quad (18)$$

Ставим выражение (16) в (17). Получаем:

$$F_1(\varphi_2) = - \int_0^{h_m} h \cdot \log_{10} \frac{P}{h^2 \left(\frac{2C_1}{h_m} - \frac{A \cdot h}{h_m} \right)^2} dh. \quad (19)$$

Следует построить графики интегрантов в (18) и (19) и далее визуально оценить площади под ними.

Примем модельные величины:

$$A=1; h_m=1; C_1=1; P=1. \quad (20)$$

Таким образом, следует построить графики функций:

$$S_1(h) = -h \cdot \log_{10} \frac{10}{4h^4}, \quad (21)$$

$$S_2(h) = -h \cdot \log_{10} \frac{10}{h^2(2-h)^2}, \quad (22)$$

в интервале $h=0 \div 1$.

Построенные графики $S_1(h)$ и $S_2(h)$ приведены на рис. 3. Как видно из приведенных на рис. 3 графиков, площадь участка под кривой 1 значительно больше площади участка под кривой 2. Следовательно, функционал цели (6) при решении (12) получает большее значение, чем при выборе функции (16). Таким образом, подтверждается оптимальность решения (12).

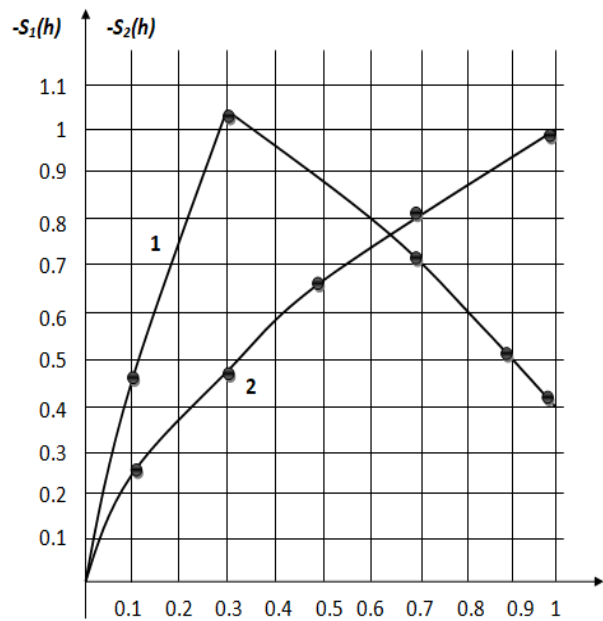


Рис. 3. Графики функций $S_1(h)$ и $S_2(h)$. Принятые обозначения: 1 – график функции $S_1(h)$; 2 – график функции $S_2(h)$

Заключение

Показано, что требование дальнейшего повышения точности наземного отслеживания орбитальных спутников диктует необходимость повышения точности калибровки используемой для этой цели сети микротелескопов. Для этой цели используются внешние стабильные источники излучения в виде лазера, устанавливаемые на баллонных платформах, поднятых на одинаковую высоту.

Однако, осуществление калибровки всего лишь на одной высоте может привести к недостаточной величине отношения сигнал/шум, а использование излучателей с различными спектральными характеристиками может усложнить требуемую методику анализа. Нами предложено использование однотипных лазеров и проведение

калибровки на множестве высот поднятия платформ. При этом если соблюсти принятое ограничительное условие, то оказывается, что суммарный калибровочный сигнал при соблюдении

некоторого оптимального условия может достигнуть экстремального значения. Предлагается использовать указанное свойство для проверки правильности проведенной процедуры калибровки.

Список литературы

- [1] Bilardi S., Barjatya A., Gasdia F. Larger optics improved calibration techniques for small satellite observations with the ERAU OSCOM system [Электронный ресурс]. URL: www.amostech.com/TechnicalPapers/2017/Poster/Bilardi.pdf (дата обращения: 14.02.2020).
- [2] Payne T. E., Castro P. J., Gregory S. A. Satellite photometric error determination // Proceedings of the Advanced Maui Optical and Space Surveillance Technologies Conference, Maui, HI, 2015.
- [3] Stubbs C. W. Toward more precise survey photometry for PanSTARRS and LSST: Measuring directly the optical transmission spectrum of the atmosphere // Publications of the Astronomical Society of the Pacific, 2007, vol. 119, pp. 1163–1178.
- [4] Butkovskaya V. V. On the variability of Vega // Bull. Crim. Astrophys. Observ., 2014, vol. 110, no. 1, pp. 80–84.
- [5] Stubbs C. W., Tonry J. L. Addressing the photometric calibration challenge: Explicit determination of the instrumental response and atmospheric response function and tying it all together // The Science of Calibration, Astronomical Society of the Pacific, 2016, vol. 503, p. 37.
- [6] Winker D. M., Vaughan M. A., Omar A. H., Hu Y., Powell K. A., Liu Z., Hunt W. H., Young S. A. Overview of the CALIPSO Mission and CALIOP Data Processing Algorithms // J. Atmos. Oceanic Technol., 2009, vol. 26, pp. 2310–2323.
- [7] Justin E. A., Fagin M. H., Brown Yo. J., Stubbs Ch. W., Kuklev N. A., Conley A. J. Precision calibration via artificial light sources above the atmosphere [Электронный ресурс]. URL: <https://arxiv.org/abs/1207.1938> (дата обращения: 14.02.2020).
- [8] Albert J. E. Satellite mounted light sources as photometric calibration standards for ground based telescopes // The Astronomical Journal, 2012, vol. 143, no. 1, p. 16.
- [9] Эльцгольц Л. Э. Дифференциальные уравнения и вариационное исчисление. М. : Наука, 1974. 432 с.
- [10] Асадов Х. Г. Применение принципа параметрического уменьшения размерности для синтеза одного подкласса информационных систем и планирования измерительного эксперимента // Измерительная техника. 2003. № 6. С. 3–6.

QUESTIONS ON UTILIZATION OF DIFFERENT HEIGHT BALLOON SOURCES OF OPTICAL RADIATION FOR CALIBRATION OF NETWORK OF GROUND MICROTETELESOPES FOR TRACKING OF ORBITAL SATELLITES

H. H. Asadov¹, U. F. Mamedova²

¹ Azerbaijan National Aerospace Agency, Baku, Republic of Azerbaijan

² Azerbaijan State Oil and Industry University, Baku, Republic of Azerbaijan

One of ways to increase accuracy of ground tracking of orbital satellites is high accuracy calibration of network of microtelescopes used for this purpose. To attain high accuracy utilization of stable laser sources of radiation is most expedient. To install such sources the balloon platforms mounted at some height are practiced. But utilization of only one fixed height of all sources for calibration could lead to insufficient value of signal/noise ratio due to unpredictable atmospheric events. At the same time utilization of sources with different spectral characteristics can complicate the required methodic for analysis. Authors suggest utilization of same type lasers and carrying out of calibration using platforms installed at different heights. Non-apparent function of dependence of laser beams divergence on height of balloon installation is

considered for analysis. Some integrated limitation is imposed on this function. It is assumed that number of microtelescopes receiving optical radiation of one source linearly depends on height of the source. It is required to find out the optimum type of suggested non-apparent function upon which target functional composed as sum of all calibration signals could reach maximum. Utilization of such property of target functional for checking up of carried out calibration procedure is suggested. Providing for the required type of suggested non-apparent function is technically resolvable task because the beam divergence is controlled parameter and height of platform can be measured with sufficient accuracy.

Keywords: calibration, microtelescopes, optimization, measuring network, satellites tracking.

References

- [1] Bilardi S., Barjatya A., Gasdia F. Larger optics improved calibration techniques for small satellite observations with the ERAU OSCOM system. Available at: www.amostech.com/TechnicalPapers/2017/Poster/Bilardi.pdf (accessed 14.02.2020).
- [2] Payne T. E., Castro P. J., Gregory S. A. Satellite photometric error determination // Proceedings of the Advanced Maui Optical and Space Surveillance Technologies Conference, Maui, HI, 2015.
- [3] Stubbs C. W. Toward more precise survey photometry for PanSTARRS and LSST: Measuring directly the optical transmission spectrum of the atmosphere // Publications of the Astronomical Society of the Pacific, 2007, vol. 119, pp. 1163–1178.
- [4] Butkovskaya V. V. On the variability of Vega // Bull. Crim. Astrophys. Observ., 2014, vol. 110, no. 1, pp. 80–84.
- [5] Stubbs C. W., Tonry J. L. Addressing the photometric calibration challenge: Explicit determination of the instrumental response and atmospheric response function and tying it all together // The Science of Calibration, Astronomical Society of the Pacific, 2016, vol. 503, p. 37.
- [6] Winker D. M., Vaughan M. A., Omar A. H., Hu Y., Powell K. A., Liu Z., Hunt W. H., Young S. A. Overview of the CALIPSO Mission and CALIOP Data Processing Algorithms // J. Atmos. Oceanic Technol., 2009, vol. 26, pp. 2310–2323.
- [7] Justin E. A., Fagin M. H., Brown Yo. J., Stubbs Ch. W., Kuklev N. A., Conley A. J. Precision calibration via artificial light sources above the atmosphere. Available at: <https://arxiv.org/abs/1207.1938> (accessed 14.02.2020).
- [8] Albert J. E. Satellite mounted light sources as photometric calibration standards for ground based telescopes // The Astronomical Journal, 2012, vol. 143, no. 1, p. 16.
- [9] Elzgolts L. E. *Differencial'nye uravneniya i variacionnoe ischislenie* [Differential equations and calculus of variations]. Moscow, Nauka, 1974, 432 p. (In Russian)
- [10] Asadov Kh. G. *Primenenie principa parametricheskogo umen'sheniya razmernosti dlya sinteza odnogo podklassa informacionnyh sistem i planirovaniya izmeritel'nogo eksperimenta* [Application of the principle of parametric dimensionality reduction for the synthesis of one subclass of information systems and the planning of a measurement experiment] // Measurement Techniques, 2003, no. 6, pp. 3–6. (In Russian)

Сведения об авторах

Асадов Хикмет Гамид оглы – доктор технических наук, профессор, начальник отдела НИИ Аэрокосмической информатики Национального аэрокосмического агентства Азербайджана. Область научных интересов: дистанционное зондирование, физика атмосферы, информационно-измерительные системы, экология.

Мамедова Улькер Физули гызы – докторант Азербайджанского государственного университета нефти и промышленности. Область научных интересов: информационно-измерительные системы, физика атмосферы.

РАЗРАБОТКА АВТОМАТИЗИРОВАННОЙ СИСТЕМЫ РАЗВЕРТЫВАНИЯ ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ АВТОМАТИЗИРОВАННЫХ РАБОЧИХ МЕСТ ЦЕНТРА УПРАВЛЕНИЯ ПОЛЕТАМИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

М. А. Прохоров¹, А. Ю. Цветков¹, А. А. Толмачев² ✉

¹ Военно-космическая академия им. А. Ф. Можайского,
г. Санкт-Петербург, Российская Федерация

² Военная академия воздушно-космической обороны им. Маршала Советского Союза Г. К. Жукова,
г. Тверь, Российская Федерация

В настоящее время повседневная и боевая деятельность практически любой армии мира во многом определяется качеством информационно-космического обеспечения. При этом качество обеспечения во многом зависит от устойчивости функционирования таких уникальных технических объектов, как центры управления полетами космических аппаратов. Исходя из особенностей построения новых и модернизации уже существующих центров управления полетами установлена их восприимчивость к деструктивным информационным воздействиям. В связи с этим был определен единственный способ гарантированного восстановления информационно-управляющей системы после информационно-технического воздействия, а именно полное переразвертывание автоматизированных рабочих мест, включающее переустановку операционных систем, общего программного обеспечения и специального программного обеспечения. Для обеспечения оперативности восстановления рассматриваемой системы была обоснована необходимость автоматизации процесса развертывания программного обеспечения автоматизированных рабочих мест центра управления полетами космических аппаратов. Результаты проведенного анализа существующих подходов к развертыванию программного обеспечения показали необходимость реализации непосредственно дистрибутивных методов. Исходя из этого был произведен объектно-ориентированный анализ процесса развертывания программного обеспечения, а также предложена структура автоматизированной системы развертывания программного обеспечения автоматизированных рабочих мест центра управления полетами космических аппаратов, применение которой позволит обеспечить необходимый уровень устойчивости выполнения технологических циклов управления космическими аппаратами в частности, и качество информационно-космического обеспечения войск в целом.

Ключевые слова: автоматизированная система, деструктивное информационное воздействие, развертывание программного обеспечения, оперативность, устойчивость инфраструктуры.

Введение

Результаты анализа военных конфликтов последних десятилетий показывают непреклонное возрастание роли информационно-космического обеспечения в вооруженных силах любого технологически развитого государства мира. При этом, под информационно-космическим обеспече-

нием (ИКО) понимается совокупность действий (мероприятий), выполняемых как самостоятельно, так и во взаимодействии с потребителями космических войск (органами управления различного уровня, силами ракетно-космической обороны в части, касающейся контроля космического пространства, и системы предупреждения о ракетном нападении, силами запуска космических аппаратов (КА), силами управления КА), а также космическими силами и средствами видов Вооруженных сил Российской Федерации (ВС РФ) по [1]:

✉ the_lexys@bk.ru

© Ассоциация «ТП «НИСС», 2020

- поддержанию устойчивого функционирования каналов космической связи;
- формированию навигационного поля;
- созданию на борту КА изображений (в виде скрытого изображения на фотопленке, записи радиоголограммы, записи оптико-электронного изображения с матрицы и др.);
- доведению до приемных пунктов наземных специальных комплексов специальных материалов и сигналов с требуемым качеством;
- контролю фоно-целевой обстановки и космической деятельности иностранных государств в стратегической космической зоне;
- контролю пусков ракет;
- измерению, записи и передаче значений параметров космического пространства (радиационной обстановки, магнитного поля и др.) в интересах информационного обеспечения применения ВС РФ.

Для качественного решения задач ИКО созданы космические комплексы (КК) и космические системы (КС) различного целевого назначения [2]. В настоящее время эффективное функционирование указанных систем в различных условиях обстановки продолжает определяться, в значительной степени, состоянием и работоспособностью таких уникальных объектов, как центры управления полетами космических аппаратов (ЦУП КА) [3], в которых в автоматизированном режиме накапливается информация о состоянии орбитальной группировки КА и вырабатываются управляющие воздействия на КА в соответствии с их целевым предназначением и программой полета. Современные ЦУП КА справедливо воспринимать как «технологическое сердце» любой КС. Данное обстоятельство предопределяет их в качестве приоритетных целей для потенциального противника [4].

Следует отметить, что современные ЦУП КА строятся по принципу открытых систем [5], что обуславливает их восприимчивость к информационно-техническим воздействиям (ИТВ), в частности к деструктивным программным воздействиям. Технологии проведения ИТВ подробно рассмотрены в работах [6–9].

В настоящее время большинство специалистов в области информационной безопасности автоматизированных систем специального назначения сходятся во мнении, что единственным гарантированным способом восстановления информационно-управляющей системы после ИТВ является полное переразвертывание автоматизированных рабочих мест, включающее переустановку операционных систем (ОС), общего программного обеспечения (ОПО) и специального программного обеспечения (СПО).

В связи с этим, задача обеспечения оперативности восстановления ЦУП КА после ИТВ становится все актуальнее.

1. Постановка задачи автоматизации развертывания программного обеспечения автоматизированных рабочих мест центра управления полетами космических аппаратов

Современные ЦУП КА организуются на базе ряда специализированных программно-технических комплексов (ПТК) [10]:

- ПТК баллистического обеспечения (прием и обработка текущих навигационных параметров, расчет баллистических характеристик КА, подготовка массивов командно-программной информации, расчет начальных условий и выдача их потребителям, расчет зон радиовидимости);

- ПТК планирования (подготовка средств наземного комплекса управления в соответствии с технологическим циклом управления, корректировка плана в зависимости от состояния отдельных КА, формирование технологических данных для проведения сеансов связи, расчет программ управления и массивов командно-программной информации);

- ПТК телеметрического обеспечения (прием и обработка телеметрической информации (ТМИ), прием и обработка отчетов бортовых цифровых вычислительных машин, выполнение автоматизированного обобщенного контроля, отображение результатов обработки ТМИ, передача ТМИ удаленным центрам анализа);

- ПТК управления (проведение текущего сеанса управления КА, закладка командно-программной, служебной информации, контроль выполнения программы управления по поступающей ТМИ и квитанциям, оперативное руководство станциями приема контрольно-измерительных систем).

Структурными элементами функциональных секторов являются автоматизированные рабочие места (АРМ), функционирующие под управлением Unix-подобных ОС (MCBC, Astra Linux и др.), ОПО и СПО, при этом количество АРМ варьируется от десятка до нескольких десятков, в зависимости от особенностей реализуемых технологических циклов управления КА и состава орбитальной группировки. Исходя из размерности и специфики используемого программного обеспечения (ПО) зачастую становится невозможным выполнить требования по оперативности восстановления ЦУП КА после ИТВ путем развертывания эталонных конфигураций АРМ, предъявляемых эксплуатационной документацией и другими регламентирующими документами.

В настоящее время существует несколько способов развертывания АРМ, отличающихся разным уровнем автоматизации и унификации [11]:

1. Клонирование итоговой установки одного АРМ на несколько дисков. Несомненным плюсом

подхода является его универсальность, минусом подхода являются, во-первых, необходимость совпадения конфигурации аппаратной части АРМ, во-вторых, на всех АРМ абсолютно точно копируются все пароли, в том числе SSH-ключи (ключи идентификации для сетевого протокола прикладного уровня), что обуславливает в случае компрометации одного АРМ компрометацию всей системы в целом.

2. Клонирование по сети. Основным преимуществом подхода является оперативность развертывания, однако сохраняются недостатки предыдущего подхода.

3. Дистроспецифичные подходы, позволяющие использовать технологию загрузки компьютера с помощью сетевой карты без использования локальных носителей данных Preboot eXecution Environment (PXE) и обеспечивающие возможность гибкой конфигурации АРМ. Основной недостаток подхода заключается в многоуровневости и определенной сложности реализуемого процесса.

Исходя из результатов анализа существующих подходов к развертыванию АРМ становится очевидна необходимость разработки автоматизированной системы развертывания (АСР) ПО, реализующей дистроспецифичный подход. Для этого с целью выявления подлежащих автоматизации аспектов на начальном этапе необходимо разработать модель процесса развертывания ПО АРМ ЦУП КА.

2. Разработка модели процесса развертывания программного обеспечения автоматизированных рабочих мест центра управления полетами космических аппаратов

Рациональная разработка АСР ПО возможна лишь на основе результатов глубокой предварительной аналитической проработки.

В настоящее время разработано множество методологий моделирования процессов [12]. С целью описания сложноформализуемого процесса развертывания ПО на АРМ ЦУП КА, выявления подлежащих автоматизации аспектов и строгого сопоставления каждого автоматизируемого аспекта (шага) соответствующей функцией разрабатываемой системы, наиболее полно подходит унифицированный язык графического объектного описания UML (Unified Modeling Language).

Непосредственно перед разработкой интересующей нас модели необходимо ввести следующее допущение: процесс развертывания ПО АРМ ЦУП КА рассматривается с точки зрения его повторяемости во времени и потребности в автоматизации. На начальном этапе моделирования, в соответствии с нотацией UML, необходимо разработать диаграмму видов деятельности (activity diagrams) в рамках рассматриваемого прецедента (рис. 1).

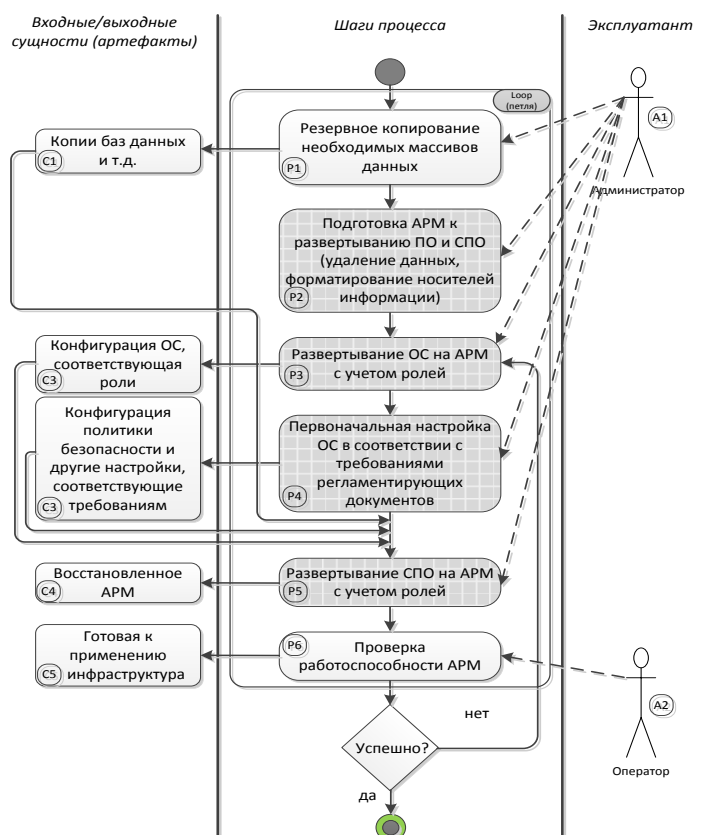


Рис. 1. Общий вид процесса развертывания ПО АРМ ЦУП КА (activity diagrams)

На представленной структуре также выделены процессы, подлежащие автоматизации с целью обеспечения оперативности развертывания ПО АРМ ЦУП КА:

- подготовка АРМ к развертыванию ПО и СПО (P2);
- развертывание ОС на АРМ с учетом ролей (P3);
- первоначальная настройка ОС в соответствии с требованиями (P4);

- развертывание СПО на АРМ с учетом ролей (P5).

Для задания конкретных требований к разрабатываемой системе необходимо осуществить сопоставление каждому автоматизируемому шагу соответствующих функций системы с последующей конкретизацией частного требования.

Это отражается в рамках функциональной модели, реализуемой посредством диаграммы use-case (рис. 2).

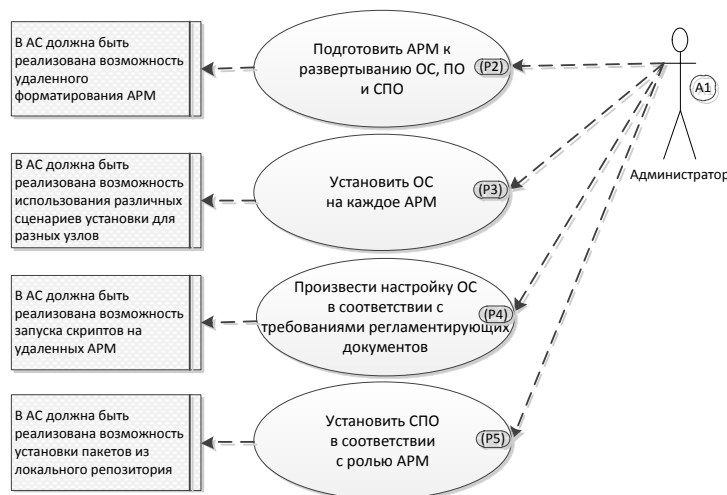


Рис. 2. Функциональная модель ACP ПО АРМ ЦУП КА (use-case)

Для удовлетворения синтезированных требований к разрабатываемой ACP ПО АРМ ЦУП КА (с учетом использования Unix-подобных ОС) необходимо основываться на использовании технологии PXE и применении файлов ответов – pressed-файлов с расширенным функционалом.

3. Разработка структуры автоматизированной системы развертывания программного обеспечения автоматизированных рабочих мест центра управления полетами космических аппаратов

В настоящее время наиболее используемой при создании и модернизации ЦУП КА стала отечественная ОС семейства Unix – Astra Linux (отметим, что на сегодняшний день это единственная система с запатентованными средствами защиты информации [13]). Исходя из этого, была разработана структура ACP ПО АРМ ЦУП КА, состоящая из следующих модулей:

- модуль формирования эталонных файлов-ответов. Должен обеспечивать получение, хранение и изменение соответствующих сущностей (pressed*.cfg) для каждого АРМ инфраструктуры (взаимодействие через SSH). Кроме того, должна быть реализована возможность редактирова-

ния параметра pressed/late_command для каждого полученного файла-ответа с целью организации импорта дополнительных настроек ОС по окончании установки;

- модуль управления форматированием носителей информации на удаленных АРМ. Должен обеспечивать возможность запуска соответствующих скриптов посредством сетевого протокола SSH, при этом не должно осуществляться копирования самого скрипта на АРМ;

- модуль управления раздачей репозитория ОС. Должен обеспечивать привязку mac-адресов АРМ к соответствующим pressed-файлам, хранящимся в ранее созданной базе данных. Для этого необходимо, чтобы все сетевые карты АРМ инфраструктуры поддерживали технологию PXE, а также, чтобы были установлены и настроены пакеты isc-dhcp-server и vsftpd (входят в дистрибутив Astra Linux SE) на сервере установки;

- модули управления раздачей репозитория СПО и скриптов дополнительной настройки ОС. Их целесообразно создавать на базе высоконадежного сервера Apache (входит в дистрибутив Astra Linux SE). Существует несколько способов организации репозитория СПО, однако для полноценного хранилища deb-пакетов в локальной сети рекомендуется использовать APT-MIRROR (также входящего в дистрибутив Astra Linux SE). Модуль управления скриптами дополнительной настройки

ОС должен позволять создавать, редактировать и хранить скрипты (postinstall*.sh) для каждого АРМ инфраструктуры.

Опираясь на разработанную структуру, АСР ПО была реализована в виде самостоятельного аппаратно-программного компонента (АПК). АПК был выполнен на базе дополнительного АРМ

(форм-фактор ноутбук), временно подключаемого к инфраструктуре ЦУП КА.

Предлагаемый вариант интеграции перспективной АСР ПО АРМ не потребует существенных дополнительных экономических издержек, как для вновь разрабатываемых, так и для существующих (модернизируемых) ЦУП КА (рис. 3).

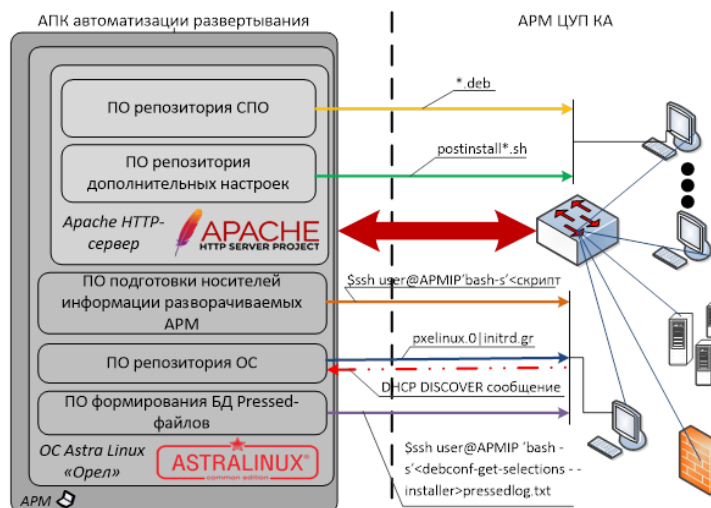


Рис. 3. Структура АПК, реализующего функции АР ПО

Следует отметить, что реализованный АПК также позволяет контролировать целостность и авторство разворачиваемого ПО за счет передачи подписанных дистрибутивов и последующей проверки электронных подписей. Кроме того, лежащий в основе компонента дистрибутивоспецифичный подход позволяет учитывать интегрированные связи в инфраструктуре ЦУП КА, что обеспечивает целостность полной конфигурации ПО.

4. Оценка эффективности разработанной системы развертывания программного обеспечения автоматизированных рабочих мест центра управления полетами космических аппаратов

Для определения степени выполнения требований по оперативности развертывания эталонных конфигураций АРМ был применен метод построения и расчета сетевых графиков работ, выполняемых соответствующим персоналом объекта информатизации.

При исследовании эффективности разработанной системы рассматривался типовый объект информатизации (состоящий из трех АРМ), на котором проводилось развертывание ОС Astra Linux «Орел» и дополнительного программного обеспечения VirtualBox силами одного специалиста. В качестве допущений было принято полное функциональное подобие АРМ. Располагаемое время завершения работ составило 90 минут.

Исходя из того, что процессы по развертыванию состоят из множества мероприятий, то согласно центральной предельной теореме теории вероятностей можно с достаточным основанием считать, что распределение времени завершения всего комплекса работ подчиняется нормальному закону. Это, в свою очередь, позволило использовать график, представляющий собой значения интегральной функции нормального распределения. Входом в график служила величина нормировочной переменной X . На выходе из графика считывалось значение P – вероятность завершения всего комплекса работ за заданное время.

В результате исследования были получены следующие показатели эффективности разработанной системы, представленные в табл.

Таблица

Результаты исследования оперативности развертывания ПО АРМ

Выполняемые работы	X – нормировочная переменная		P – вероятность своевременного развертывания	
	Ручной способ	АПК	Ручной способ	АПК
Развертывание эталонных конфигураций АРМ	–29,3	1,6	≈ 0	0,97

Полученные результаты наглядно показывают предпочтительность применения разработанного АПК по критерию оперативности.

Заключение

Разработанная АСР ПО АРМ, в отличие от известных [14], строится на основе входящих в дистрибутив пакетов ОС специального назначения и позволяет развертывать полнофункциональные АРМ (включая СПО и дополнительные настройки) за требуемое время, что, в свою очередь,

позволяет обеспечить устойчивость выполнения технологических циклов управления КА в любых условиях обстановки.

Следует также отметить, что применение предложенного АПК с целью недопущения деструктивных ИТВ целесообразно непосредственно после выполнения соответствующих комплексов организационно-технических мероприятий, направленных на противодействие несанкционированному доступу, и определенными, в свою очередь, руководящими документами и эксплуатационной документацией объектов информатизации.

Список литературы

- [1] Остапенко О. Н., Баушев С. В., Морозов И. В. Информационно-космическое обеспечение группировок войск (сил) ВС РФ : учеб.-науч. издание. СПб. : Любавич, 2012. 368 с.
- [2] Мануйлов Ю. С., Калинин В. Н., Гончаревский В. С., Делий И. И., Новиков Е. А. Управление космическими аппаратами и средствами наземного комплекса управления. СПб. : ВКА имени А.Ф. Можайского, 2010. 609 с.
- [3] Чашин С. В., Вечеркин В. Б., Гончаров А. М. Алгоритм оценивания живучести комплексов систем автоматизации и его элементов в условиях деструктивных воздействий // Телекоммуникационные технологии. 2016. № 14. С. 122–125.
- [4] Прохоров М. А. Оценка устойчивости центра управления полетами космических аппаратов в условиях деструктивных воздействий // Труды науч.-практ. конф. «Проблемы технического обеспечения войск в современных условиях». Военная академия связи. 2017. С. 160–164.
- [5] Криков А. П., Квасов М. Н., Прохоров М. А. Практические рекомендации по обеспечению устойчивости функционирования автоматизированных систем специального назначения критически важными объектами в условиях деструктивных информационных воздействий // Известия Тульского государственного университета. Технические науки. Вып. 6. 2019. С. 14–21.
- [6] Базовая модель угроз безопасности персональных данных при их обработке в информационных системах персональных данных [Электронный ресурс]. URL: www.bdu.fstec.ru/documents/16 (дата обращения: 10.01.2020).
- [7] Пискунов И. В. Цепочка Cyber-kill Chain: от моделирования до проектирования защищенного периметра [Электронный ресурс]. URL: https://www.securitylab.ru/blog/personal/Informacionnaya_bezopasnost_v_detalyah/325123.php (дата обращения: 12.01.2020).
- [8] Макаренко С. И. Проблемы и перспективы применения кибернетического оружия в современной сетевой войне // Спецтехника и связь. 2011. № 3. С. 41–47.
- [9] Макаренко С. И. Информационное противоборство и радиоэлектронная борьба в сетевых войнах начала XXI века. Монография. СПб. : Научно-технологические исследования, 2017. 546 с.
- [10] Некрасов М. В., Пакман Д. Н., Антамошкин А. Н. Методы унификации современных средств обработки телеметрической информации в центрах управления полетами космических аппаратов // Вестник СибГАУ. 2014. № 1 (53). С. 48–53.
- [11] Развертывание различных дистрибутивов Linux в корпоративной среде [Электронный ресурс]. URL: <https://haker.ru/2014/10/06/linux-in-corp/> (дата обращения: 13.01.2020).
- [12] Чернышов А. С. Анализ методов моделирования автоматизированных систем // Материалы X Всеросс. науч.-практ. конф. студентов, аспирантов, работников образования и промышленности. 2019. С. 367–370.
- [13] Буренин П. В., Девянин П. Н., Лебеденко Е. В., Проскуриков В. Г., Цибуля А. Н. Безопасность операционной системы специального назначения Astra Linux Special Edition : учеб. пособ. для вузов. М. : Горячая линия – Телеком, 2016. 312 с.
- [14] Кузьмицкий А. Автоматическая установка «Astra Linux Special Edition» (часть 2) [Электронный ресурс]. URL: http://lab50.net/auto_install_astra_linux_part2/ (дата обращения: 13.01.2020).

DEVELOPMENT OF AN AUTOMATED SYSTEM FOR DEPLOYING SOFTWARE FOR AUTOMATED WORKSTATIONS OF THE SPACECRAFT FLIGHT CONTROL CENTER

M. A. Prokhorov¹, A. Yu. Tsvetkov¹, A. A. Tolmachev²

¹ *Mozhaisky Military Space Academy, Saint Petersburg, Russian Federation*

² *Military Aerospace Defense Academy, Tver, Russian Federation*

At present, the daily and combat activities of almost any army in the world are largely determined by the quality of information and space support. At the same time, the quality of support depends largely on the stability of the functioning of such unique technical facilities as spacecraft flight control centers. Based on the features of building new and upgrading existing flight control centers, their susceptibility to destructive information influences has been established. In this regard, the only way to guarantee the recovery of the information management system after information and technical impact was determined, namely, the complete re-deployment of automated workplaces, including the reinstalling of operating systems, general software and special software. To ensure the efficiency of recovery of the system under consideration, the need to automate the deployment of software for automated workstations of the spacecraft flight control center was justified. The results of the analysis of existing approaches to software deployment have shown the need for implementation directly disrespecting methods. Based on this, the complex software deployment process was formalized, and the structure of the automated software deployment system for automated workstations of the spacecraft flight control center was proposed, the use of which will ensure the necessary level of stability in the implementation of technological cycles of spacecraft control in particular, and the quality of information and space support for troops in General.

Keywords: automated system, destructive information impact, software deployment, efficiency, infrastructure stability.

References

- [1] Ostapenko O. N., Baushev S. V., Morozov I. V. *Informacionno-kosmicheskoe obespechenie gruppirovok vojsk (sil) V/S RF* [Information and space support for troops (forces) of the RF Armed Forces]. Saint-Petersburg, Lyubavich, 2012, 368 p. (In Russian)
- [2] Manuilov Yu. S., Kalinin V. N., Goncharevsky V. S., Deliy I. I., Novikov E. A. *Upravlenie kosmicheskimi apparatami i sredstvami nazemnogo kompleksa upravleniya* [Spacecraft and ground control complex control]. Saint-Petersburg, WKA named after A. F. Mozhaysky, 2010, 609 p. (In Russian)
- [3] Chashchin S. V., Vecherkin V. B., Goncharov A. M. *Algoritm ocenivaniya zhivuchesti kompleksov sistem avtomatizatsii i ego elementov v usloviyah destruktivnykh vozdeystviy* [Algorithm for assessing the survivability of complexes of automation systems and its elements under conditions of destructive influences] // *Telecommunication technologies*, 2016, no. 14, pp. 122–125. (In Russian)
- [4] Prokhorov M. A. *Ocenivanie ustojchivosti centra upravleniya poletom kosmicheskikh apparatov v usloviyah destruktivnykh vozdeystviy* [Estimation of stability of the spacecraft flight control center under the conditions of destructive influences] // *Transactions of scientific and practical conference «Problems of technical support of troops in modern conditions»*, Military Academy of Communications, 2017, pp. 160–164. (In Russian)
- [5] Krikov A. P., Kvasov M. N., Prokhorov M. A. *Prakticheskie rekomendatsii po obespecheniyu ustojchivosti funkcionirovaniya avtomatizirovannykh sistem special'nogo naznacheniya kriticheski vazhnymi ob'ektami v usloviyah destruktivnykh informacionnykh vozdeystviy* [Practical recommendations for ensuring the stability of the functioning of automated systems for special purposes with critical objects under the conditions of destructive information impacts] // *Bulletin of Tula State University. Technical Science*, vol. 6, 2019, pp. 14–21. (In Russian)
- [6] *Bazovaya model' ugroz bezopasnosti personal'nykh dannykh pri ih obrabotke v informacionnykh sistemakh personal'nykh dannykh* [Basic model of personal data security threats when they are processed in personal data information systems]. Available at: www.bdu.fstec.ru/documents/16 (accessed 01.10.2020). (In Russian)

- [7] Piskunov I. V. *Cepochka Cyber-kill Chain: ot modelirovaniya do proektirovaniya zashchishchennogo perimetra* [Cyber-kill Chain: from modeling before designing a secure perimeter]. Available at: https://www.securitylab.ru/blog/personal/Informacionnaya_bezопасnost_v_detalyah/325123.php (accessed 12.01.2020). (In Russian)
- [8] Makarenko S. I. *Problemy i perspektivy primeneniya kiberneticheskogo oruzhiya v sovremennoj setecentricheskoj vojne* [Problems and prospects of the use of cybernetic weapons in modern network-centric warfare] // *Special equipment and communications*, 2011, no. 3, pp. 41–47. (In Russian)
- [9] Makarenko S. I. *Informacionnoe protivoborstvo i radioelektronnaya bor'ba v setecentricheskih voynah nachala XXI veka* [Information confrontation and electronic warfare in network-centric wars of the beginning of the XXI century]. Saint Petersburg, High Technologies, 2017, 546 p. (In Russian)
- [10] Nekrasov M. V., Pakman D. N., Antamoshkin A. N. *Metody unifikacii sovremennyh sredstv obrabotki teletricheskoj informacii v centrakh upravleniya poletami kosmicheskikh apparatov* [Methods for the unification of modern means of processing telemetric information in spacecraft flight control centers] // *Vestnik SibGAU*, 2014, no. 1 (53), pp. 48–53. (In Russian)
- [11] *Razvertyvanie razlichnyh distributivov Linux v korporativnoj srede* [Deploying various Linux distributions in a corporate environment]. Available at: <https://xakep.ru/2014/10/06/linux-in-corp/> (accessed 13.01.2020). (In Russian)
- [12] Chernyshov A. S. *Analiz metodov modelirovaniya avtomatizirovannykh sistem* [Analysis of modeling methods for automated systems] // *Materials X All-Russian scientific and practical conference of students, graduate students, educators and industry*, 2019, pp. 367–370. (In Russian)
- [13] Burenin P. V., Devyanin P. N., Lebedenko E. V., Proskurikov V. G., Tsibulya A. N. *Bezопасnost' operacionnoj sistemy special'nogo naznacheniya Astra Linux Special Edition* [Security of the special-purpose operating system Astra Linux Special Edition]. Moscow, Goryachaya liniya – Telecom, 2016, 312 p. (In Russian)
- [14] Kuzmitsky A. *Avtomaticheskaya ustanovka «Astra Linux Special Edition» (chast' 2)* [Automatic installation of «Astra Linux Special Edition» (part 2)]. Available at: http://lab50.net/auto_install_astra_linux_part2/ (accessed 13.01.2020). (In Russian)

Сведения об авторах

Прохоров Михаил Александрович – кандидат технических наук, начальник лаборатории военного института (научно-исследовательского) Военно-космической академии им. А. Ф. Можайского. Окончил Военно-космическую академию им. А. Ф. Можайского в 2010 году. Область научных интересов: системный анализ, автоматизированные системы управления, устойчивость информационных систем.

Толмачев Алексей Александрович – кандидат военных наук, старший преподаватель кафедры основ построения радиоэлектронных средств и систем Военной академии воздушно-космической обороны им. Маршала Советского Союза Г. К. Жукова. Окончил Военно-космическую академию им. А. Ф. Можайского в 2008 году. Область научных интересов: теория эффективности, исследование операций, системный анализ, автоматизированные системы управления.

Цветков Александр Юрьевич – кандидат технических наук, доцент кафедры Военно-космической академии им. А. Ф. Можайского. Окончил Ростовский военный институт ракетных войск им. Главного маршала артиллерии М. И. Неделина в 2000 году. Область научных интересов: автоматизированные системы управления.

МОДИФИЦИРОВАННЫЕ ВЫРАЖЕНИЯ ДЛЯ СТРЕЛЫ ПРОГИБА КОНСОЛИ В СЛУЧАЕ ПОПЕРЕЧНОЙ НАГРУЗКИ

Д. М. Зуев¹ ✉, К. Г. Охоткин²

¹ Сибирский государственный университет науки и технологий им. акад. М. Ф. Решетнёва,
г. Красноярск, Российская Федерация

² АО «Информационные спутниковые системы» им. акад. М. Ф. Решетнёва,
г. Железногорск, Красноярский край, Российская Федерация

Современные задачи космической отрасли, такие как проектирование крупногабаритных разворачиваемых зонтичных антенных систем, требуют рассмотрения больших изгибов составных элементов – стержней. Развитие современных аналитических методов механики деформируемого твердого тела позволяют моделировать формы изгиба гибких криволинейных стержней, находить выражения для их прогибов. Использование аналитических методов позволяет находить полную систему ветвей решений нелинейных краевых задач и все формы равновесных состояний стержней, избегая значительных временных затрат на численное моделирование. При этом для практики важны относительно простые методы определения форм больших криволинейных изгибов стержня, пригодные для инженерного применения на этапе эскизного проектирования составных стержневых конструкций. В статье предложен метод получения модифицированных аналитических выражений для определения больших прогибов упругого стержня – консоли, нагруженной поперечной сосредоточенной силой. Предложенный метод использует важное для практики условие сохранения криволинейной длины стержня при изгибе. Модифицированные выражения позволяют достичь точности, сравнимой с точными нелинейными решениями, записанными в эллиптических интегралах и функциях, что многократно расширяет интервал нагрузок применимости линейной теории. Рассмотрены случаи поперечной нагрузки на свободном конце, комбинированной нагрузки: равномерно распределенной по всей длине стержня и поперечной сосредоточенной нагрузки. Проведено сравнение с экспериментальными данными, которое подтвердило точность предложенного метода. На основе модифицированных выражений были получены приближенные формулы, пригодные для инженерного применения.

Ключевые слова: геометрическая нелинейность, большие деформации, консоль, эластика Эйлера.

Введение

Проблемы определения больших деформаций тонких упругих криволинейных стержней являются важными для космической отрасли в связи с проектированием разворачиваемых антенн большого диаметра, которые должны быть компактны в транспортировочном положении [1]. Мировой тренд миниатюризации космических платформ ставит задачи проектирования разворачиваемых гибких и упругих стержневых трансформируемых конструкций с учетом ограничений в габаритах [2]. Методы решения данных проблем мо-

гут использоваться для разработки «податливых» механизмов (compliant mechanisms) [3], которые находят широкое применение в космической индустрии [4].

Родоначальником проблемы определения формы изгиба нагруженных стержней является Галилей, который рассмотрел две проблемы изгиба консоли в 1638 году [5]. Значительное развитие проблемы решения задач об изгибе тонкого криволинейного стержня получили в работах Эйлера и других ученых в период с XIX века по наши дни [6–9], в которых решения традиционно записывались с помощью различных комбинаций эластик Эйлера.

В классической механике деформируемого твердого тела для решения статической задачи об

✉ zuevdmity93@yandex.ru

изгибе тонкого упругого стержня требуется решить уравнение Эйлера-Бернулли:

$$\frac{d\Theta}{ds} = \frac{M(x)}{EJ}, \quad (1)$$

где M – изгибающий момент, EJ – жесткость стержня, Θ – угол наклона касательной к стержню в точке s . Данное уравнение может быть записано в декартовых координатах:

$$\frac{d^2 y}{dx^2} \left[1 + \left(\frac{dy}{dx} \right)^2 \right]^{-3/2} = \frac{M(x)}{EJ}. \quad (2)$$

Решение уравнений (1) и (2) является весьма нетривиальной математической задачей, которая приводит к получению точных аналитических решений, использующих аппарат эллиптических интегралов и функций. Примерами таких решений могут служить работы [7–10]. Существуют различного рода приближенные решения: получаемые путем степенных разложений, записанных либо с помощью эллиптических функций точного геометрически нелинейного решения задачи поперечного изгиба консоли, либо путем аппроксимации такого точного решения [11]. Другие возможные пути получения приближенного решения – степенные разложения уравнений (1) и (2), приведенные в работе [12].

Также существует линеаризованная теория, которая лежит в основе теории сопротивления материалов. В ней используется линеаризованное уравнение (2):

$$\frac{d^2 y}{dx^2} = \frac{M(x)}{EJ}. \quad (3)$$

Уравнение (3) было получено из (2) из соображений, что при малых прогибах $dy/dx \approx 0$, и, следовательно, $\left[1 + \left(\frac{dy}{dx} \right)^2 \right]^{-3/2} \approx 1$ [13].

Таким образом, выделяют два подхода к исследованию деформаций стержня: подход больших деформаций изгиба, где прогиб сравним с длиной стержня, и малых деформаций, где возможно использовать классическую линеаризованную теорию [14]. Считается, что область применимости геометрически линейной теории находится в пределах 3–5 % отношения прогиба к длине стержня [15].

1. Описание предложенного метода

Для получения решения задачи изгиба геометрически нелинейного стержня уравнение (1) обычно сводится к уравнению нелинейного маятника [8]. Точное решение уравнения нелинейного

маятника записывается с помощью эллиптических функций. Прикладное использование точных решений в эллиптических функциях требует использования сложного математического аппарата специальных функций.

В данной работе предложено упрощенное для практики решение – получение модифицированных аналитических выражений, которые получаются путем решения линеаризованного уравнения (3) [16]. Это позволит получить достаточно точное решение, не прибегая к использованию эллиптических функций.

Предложим обобщенный аналитический метод для получения ряда модифицированных выражений для стрелы прогиба тонкого упругого стержня – консоли, находящейся под действием поперечной сосредоточенной силы на свободном конце (рис. 1). Этот метод позволяет существенно уточнять известные выражения геометрически линейной теории и определять стрелу прогиба криволинейного стержня, подверженного большим деформациям изгиба.

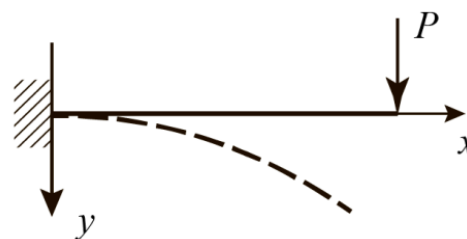


Рис. 1. Консоль под действием поперечной сосредоточенной нагрузки на свободном конце

В классической теории сопротивления материалов для данного случая требуется решить уравнение (3) со следующими граничными условиями (стержень зашцеplen на правом конце) $y(L) = 0$, $y'(L) = 0$, где L – длина консоли. Действующий момент в данном случае выглядит как: $M(x) = Px$, где P – действующая сила. Форма изгиба в безразмерных координатах представляется формулой:

$$\eta = \eta(\xi, \mu) = \frac{\mu}{3} (2 - 3\xi + \xi^3), \quad (4)$$

где $\eta = y/L$ и $\xi = x/L$ – безразмерные ордината и абсцисса соответственно; $\mu = PL^2/2EJ$ – безразмерный параметр нагрузки. Параметр μ может быть выражен в единицах сил Эйлера $\lambda = P/P_c$, где $P_c = (\pi/2)^2 EJ/L^2$ – эйлерова сила. Связь параметров μ и λ выглядит следующим образом: $\mu = \pi^2 \lambda / 8$ ($\approx 1,23 \lambda$).

Стрела прогиба ($f = \eta$ при $x = 0$) определяется в точке пересечения оси ординат линией изогнутого стержня (рис. 2):

$$f = f(\mu) = \eta(0, \mu) = \frac{2}{3} \mu. \quad (5)$$

В случае малых отклонений конца стержня от положения равновесия возможно не учитывать

изменение криволинейной длины стержня при его изгибе. В данном случае можно говорить о допущении сохранения проекции длины стержня. Однако в случае больших нагрузок отклонение стержня от оси ординат будет резко увеличиваться. И в этом случае выражение (5) для определения стрелы прогиба будет давать неверные результаты. Для получения точных выражений необходимо ввести условие нерастяжимости стержня, т. е. сохранение его криволинейной длины и отслеживать прогиб в конечной точке стержня. В общем виде данный метод определения стрелы прогиба можно записать в следующем виде:

$$f = \eta(\xi_k, \mu), \quad (6)$$

где η – функция прогиба левого конца стержня; ξ_k – абсцисса левого конца стержня. Параметр ξ_k вычисляется из условия сохранения криволинейной длины в безразмерных координатах:

$$\int_{\xi_k}^1 \left\{ 1 + \left[\frac{d\eta(\xi, \mu)}{d\xi} \right]^2 \right\}^{1/2} d\xi = 1. \quad (7)$$

Корень уравнения (7) может быть найден путем численного решения, например, методом бисекции.

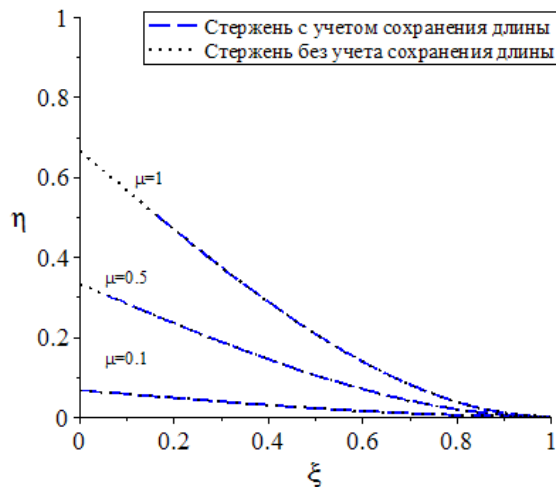


Рис. 2. Формы изгиба стержня с учетом сохранения длины и без учета сохранения длины

Для случая поперечной сосредоточенной нагрузки на свободном конце формулы (6) и (7) запишутся следующим образом:

$$f = \eta(\xi_k, \mu) = \frac{\mu}{3} (2 - 3\xi_k + \xi_k^3), \quad (8)$$

$$\int_{\xi_k}^1 \sqrt{1 + \mu^2 (z^2 - 1)^2} dz = 1. \quad (9)$$

Построим стрелу прогиба модифицированной линейной теории в сравнении с геометрически линейным решением и с точным решением, записанным в эллиптических функциях из работы [10] (рис. 3).

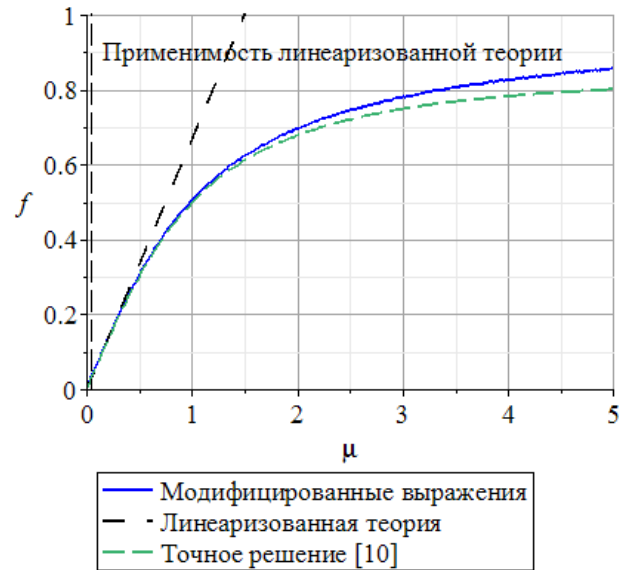


Рис. 3. Стрела прогиба модифицированной линейной теории в сравнении с точным нелинейным решением [10] и с геометрически линейной теорией

На рис. 3 видно, что все три решения совпадают в области применимости классической линейной теории, которая составляет около $0 < \mu < 0,05$. Мы видим, что модифицированное линейное решение показывает хорошую степень совпадения с точным решением на интервале сил, значительно превосходящем область применения классической линейной теории.

Отдельно отметим, что все решения, приведенные в настоящей статье, не имеют точек перегиба и справедливы только для первой ветви (моды) нелинейного решения задачи поперечного изгиба защемленной консоли. Кроме первой ветви, существуют и другие, более высокие формы изгиба стержня, с точками перегиба, описываемые точными нелинейными решениями в эллиптических функциях [8].

2. Экспериментальная проверка

Для проверки предложенного метода было проведено сравнение с экспериментальными данными, приведенными в работе [17]. В данной работе проведен демонстрационный изгиб тонкой упругой стальной консоли под воздействием поперечной нагрузки на конце и распределенной нагрузки по всей длине (собственный вес). Схема нагружения приведена на рис. 4. Длина консоли $L = 0,4$ м, поперечное сечение прямоугольное шириной $b = 0,025$ м и высотой $h = 0,0004$ м. Вес консоли и значение равномерно распределенной нагрузки $W = 0,3032$ Н и $w = W/L = 0,758$ Н/м соответственно [17].

Предложенный метод был обобщен на случай комбинированной нагрузки: поперечной сосредоточенной силы на свободном конце и равно-

мерно распределенной нагрузки. В этом случае изгибающий момент выглядит следующим образом:

$$M(x) = Px + \frac{1}{2} wx^2. \quad (10)$$

Форма изгиба:

$$\eta = \frac{L^2}{24EJ} \cdot [W\xi^4 + 4P\xi^3 - (12P + 4W)\xi + 8P + 3W]. \quad (11)$$

После дифференцирования (11) и подстановки в (7) мы получим следующее уравнение для параметра ξ_k :

$$\int_{\xi_k}^1 \left\{ 1 + \frac{L^4}{36(EJ)^2} [3P(\xi^2 - 1) + W(\xi^3 - 1)]^2 \right\}^{\frac{1}{2}} d\xi = 1.$$

Стрела прогиба для консоли под действием комбинированной нагрузки для модифицированной линейной теории в сравнении с экспериментальными данными приведена на рис. 5.

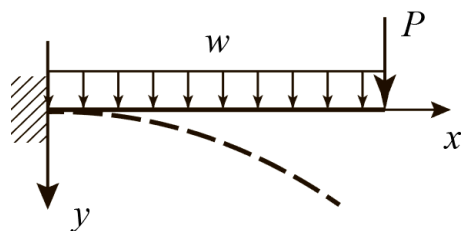


Рис. 4. Схема нагружения консоли комбинированной нагрузкой (сосредоточенной и распределенной)

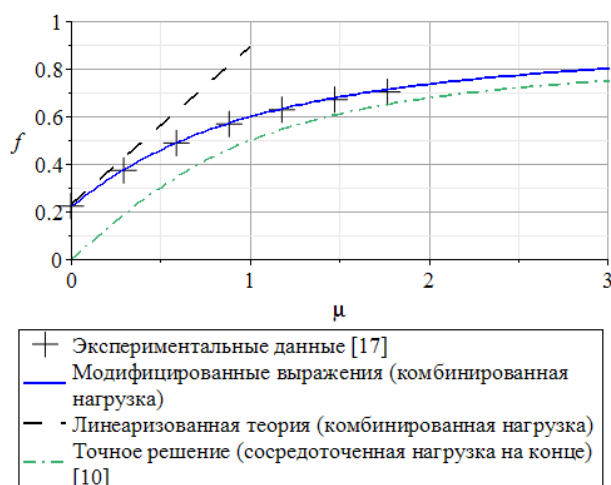


Рис. 5. Сравнение стрелы прогиба консоли с экспериментальными данными в случае комбинированной нагрузки

Как мы можем видеть на рис. 5, стрела прогиба модифицированной линейной теории для рассматриваемого случая нагружения находится в полном согласии с экспериментальными данными на всем интервале нагрузок $0 < \mu < 1,75$ (или в безразмерных эйлеровых силах $0 < \lambda < 1,4$).

3. Приближенные формулы

Для применения в инженерных целях удобны приближенные формулы, выраженные в виде степенных полиномов. Использование таких приближенных формул позволяет избежать численных расчетов, решений уравнений и других операций. На основе предложенного метода модификации линейной теории были получены приближенные выражения для различных интервалов нагрузок [18].

С помощью разложения подынтегрального выражения в (9) в ряд Тейлора и последующего интегрирования были получены следующие уравнения для нахождения ξ_k :

$$\sqrt{1+\mu^2} - \frac{\mu^2}{3\sqrt{1+\mu^2}} - \sqrt{1+\mu^2}\xi_k + \frac{\mu^2}{3\sqrt{1+\mu^2}}\xi_k^3 = 1, \quad (12)$$

$$\frac{1}{2}\mu^2\xi_k^4 - \frac{4}{3}\mu^2\xi_k^3 + \mu^2\xi_k^2 + \xi_k - \frac{1}{6}\mu^2 = 0. \quad (13)$$

Выражение (12) было получено путем разложения подынтегрального выражения в (9) в окрестности точки $z = 0$ до второй степени ξ_k . Выражение (13) было получено таким же путем, но разложение осуществлялось в окрестности $z = 1$ до третьей степени ξ_k .

Выражения (12) и (13) являются алгебраическими уравнениями, которые можно решить численными методами, а потом использовать полученное значение ξ_k в формуле для стрелы прогиба (8).

Можно воспользоваться тем, что ξ_k является малым параметром. Таким образом, в выражениях (12) и (13) можно пренебречь степенями ξ_k выше второй и решить квадратное уравнение. Далее получим следующие аналитические выражения для ξ_k :

$$\xi_k = \frac{1}{2} \left(\sqrt{\frac{1}{\mu^4} + \frac{2}{3}} - \frac{1}{\mu^2} \right), \quad (14)$$

$$\xi_k = \frac{1}{6}\mu^2, \quad (15)$$

$$\xi_k = \frac{1 + \frac{2}{3}\mu^2 - \sqrt{1+\mu^2}}{1+\mu^2}. \quad (16)$$

Выражения (14) и (15) были получены из (12), (16) было получено из (13). Приближенные решения для стрелы прогиба в полной записи выглядят следующим образом:

$$f = \eta(\xi_k, \mu) = \frac{\mu}{3} (2 - 3\xi_k + \xi_k^3), \quad (17)$$

$$\xi_k = \frac{1}{2} \left(\sqrt{\frac{1}{\mu^4} + \frac{2}{3}} - \frac{1}{\mu^2} \right).$$

$$f = \eta(\xi_k, \mu) = \frac{\mu}{3}(2 - 3\xi_k + \xi_k^3), \quad \xi_k = \frac{1}{6}\mu^2. \quad (18)$$

$$f = \eta(\xi_k, \mu) = \frac{\mu}{3}(2 - 3\xi_k + \xi_k^3),$$

$$\xi_k = \frac{1 + \frac{2}{3}\mu^2 - \sqrt{1 + \mu^2}}{1 + \mu^2}. \quad (19)$$

Построим стрелы прогибов полученных приближенных формул в сравнении с исходным линейным выражением (рис. 6). Для сравнения добавим приближенное решение из [11], получен-

ное путем степенных разложений точного решения [10]:

$$f = 1 - \sqrt{1 - \pi^2 \lambda / 32} \cdot [1 - 13(\pi^2 \lambda - \pi^4 \lambda^2 / 32) / 192]. \quad (20)$$

Видно, что полученные приближенные формулы обладают хорошей степенью согласованности с исходным выражением. Стрелы прогиба на рис. 6, построенные по полученным новым модифицированным выражениям, хорошо согласуются с приближенным решением (20) из работы [11], которое было получено на основе точного решения. По данному графику оценим интервалы применимости приближенных формул (табл.).

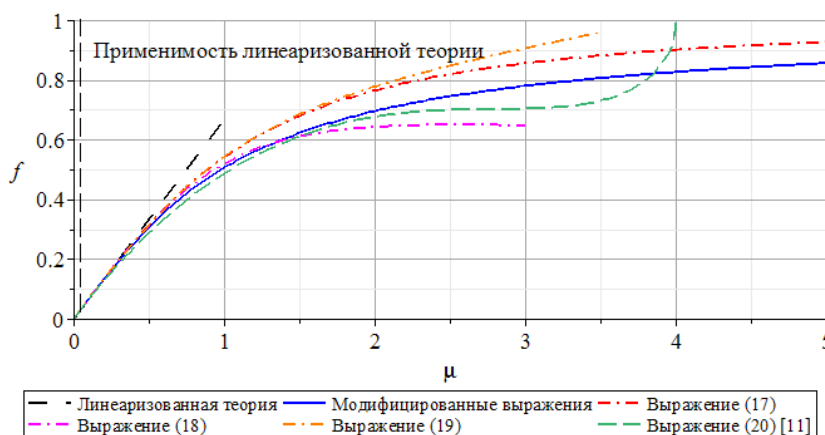


Рис. 6. Стрелы прогибов полученных приближенных выражений в сравнении с исходным выражением

Таблица

Интервалы применимости приближенных формул

Выражение	Интервал нагрузок применимости		Максимальное отклонение от исходного выражения
	В единицах μ	В единицах λ	
(17)	$0 < \mu < 5,0$	$0 < \lambda < 4,1$	10 %
(18)	$0 < \mu < 1,5$	$0 < \lambda < 1,2$	5 %
	$0 < \mu < 2,0$	$0 < \lambda < 1,6$	10 %
(19)	$0 < \mu < 2,0$	$0 < \lambda < 1,6$	10 %
	$0 < \mu < 3,5$	$0 < \lambda < 2,9$	20 %

Заключение

В статье предложен аналитический метод для получения модифицированных выражений, описывающих стрелу прогиба консольного стержня под действием поперечной нагрузки. Проведено сравнение с экспериментальными данными, подтвердившее применимость данного

метода на интервале значительно большем, чем у исходных классических выражений линейной теории сопротивления материалов. На основе предложенной модификации были получены новые простые приближенные аналитические выражения, удобные для инженерных приложений при предварительных оценочных расчетах деформирования упругих стержней.

Список литературы

- [1] Лопатин А. В., Захаров Ю. В., Охоткин К. Г., Вильянен В. В., Пашковский А. В. Геометрически нелинейная модель трансформируемого обода большой космической антенны с гибкими композитными элементами //

- Вестник Сибирского государственного аэрокосмического университета имени академика М. Ф. Решетнева. 2012. № 5 (45). С. 75–80.
- [2] Sato Yu., Kim S., Kusakawa Y., Shimizu K., Tanaka T., Komatsu M., Lambert C., Nakasuka S. Extensible Flexible Optical System for Nano-scale Remote Sensing Satellite «PRISM» // Transaction. of Japan Soc. for Aero. and Space Sciences, Space Tech, 2009, vol. 7, pp. 13–18. doi: 10.2322/tstj.7.Tm_13
- [3] Howell L. L. Compliant Mechanisms // 21st Century Kinematics. London, Springer, 2013, pp. 189–216. doi: 10.1007/978-94-017-9780-1_302
- [4] Fowler R. M., Howell L. L., Magleby S. P. Compliant space mechanisms: A new frontier for compliant mechanisms // Mech. Sci., 2011, vol. 2, no. 2, pp. 205–215. doi: 10.5194/ms-2-205-2011
- [5] Галилео Галилей. Беседы и математические доказательства, касающиеся двух новых отраслей науки // Галилео Галилей. Избранные труды. М. : Наука, 1964. С. 109–410.
- [6] Goss V. G. A. The History of the Planar Elastica: Insights into Mechanics and Scientific Method // Sci & Educ, 2009, vol. 18, no. 8, pp. 1057–1082.
- [7] Batista M. Analytical treatment of equilibrium configurations of cantilever under terminal loads using Jacobi elliptical functions // Int. J. Solids Struct., 2014, vol. 51, no. 13, pp. 2308–2326. doi: 10.1016/j.ijsolstr.2014.02.036
- [8] Захаров Ю. В., Охоткин К. Г. Нелинейный изгиб тонких упругих стержней // Прикладная механика и техническая физика. 2002. Т. 43. № 5. С. 124–131.
- [9] Scarpello G. M., Ritelli D. Exact Solutions of Nonlinear Equation of Rod Deflections Involving the Lauricella Hypergeometric Functions // International Journal of Mathematics and Mathematical Sciences, 2011, vol. 2011, Article ID 838924. doi: 10.1155/2011/838924
- [10] Захаров Ю. В., Захаренко А. А. Динамическая потеря устойчивости в нелинейной задаче о консоли // Вычислительные технологии. 1999. Т. 4. № 1. С. 48–54.
- [11] Захаров Ю. В., Охоткин К. Г., Власов А. Ю. Приближенные формулы для стрелы прогиба упругого стержня при поперечном нагружении // Прикладная механика и техническая физика. 2002. Т. 43. № 5. С. 132–134.
- [12] Ang M. H. J., Wei W., Teck-Seng L. On the estimation of the large deflection of a cantilever beam // Proc. IECON '93 – 19th Annu. Conf. IEEE Ind. Electron, 1993, pp. 1604–1609. doi: 10.1109/IECON.1993.339311
- [13] Тимошенко С. П., Гере Дж. Механика материалов. : Лань, 2002. 672 с.
- [14] Анфиловьев А. В. Теория «малых» и «больших» искривлений стержней в общем аналитическом представлении // Известия Томского политехнического университета. 2007. Т. 310. № 2. С. 55–59.
- [15] Варданян Г. С., Андреев В. И., Атаров Н. М., Горшков А. А. Соппротивление материалов с основами теории упругости теории и пластичности. М. : АСВ, 1995. 572 с.
- [16] Зуев Д. М., Захаров Ю. В. Стрела прогиба консоли сосредоточенной поперечной силой. Модификация линейной теории // Решетневские чтения : материалы XX Междунар. науч.-практ. конф. Красноярск. 2016. Ч. 2. С. 131–133.
- [17] Beléndez T., Neipp C., Beléndez A. Numerical and Experimental Analysis of a Cantilever Beam: A Laboratory Project to Introduce Geometric Nonlinearity in Mechanics of Materials // Int. J. Eng. Educ., 2003, vol. 19, no. 6, pp. 885–892.
- [18] Зуев Д. М. Стрела прогиба консоли под действием поперечной сосредоточенной нагрузки. Приближенные формулы для модификации линейной теории // Актуальные проблемы авиации и космонавтики : сб. материалов XIV Междунар. науч.-практ. конф., посвященной Дню космонавтики: в 3 т. 2018. Т. 1. С. 294–296.

MODIFIED FORMULAS FOR MAXIMUM DEFLECTION OF A CANTILEVER UNDER TRANSVERSE LOADING

D. M. Zuev¹, K. G. Okhotkin²

¹ Reshetnev Siberian State University of Science and Technology,
Krasnoyarsk, Russian Federation

² JSC Academician M. F. Reshetnev Information Satellite Systems,
Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, Russian Federation

Modern problems of aerospace industry require consideration of rods experiencing large deflections. The example of such a problem is development of large scale deployable umbrella-

type antennas where rods are structural elements. Development of modern analytic methods in the field of solid mechanics allows to model rod bend shapes and to find expressions for maximum deflection. In addition, the analytic methods make it possible to find a full system of solution branches and all possible equilibrium shapes without significant time-consuming for numerical simulations. Wherein relatively simple methods for determining bending shapes in case of large deflections have significant importance for applied use. Namely, they can be used for preliminary design of complex rod constructions. The paper presents the method for obtaining of modified analytic formulas that enable to determine large deflections of a thin elastic cantilever under transverse loading. The method uses a rod's arc-length saving condition which is important for applied use. The modified formulas allow to achieve accuracy comparable with exact nonlinear solutions given in terms of elliptic integrals and functions. That fact expands the loading range where the linear theory can be used. The authors considered the following cases: concentrated transverse loading on the free end and combined loading (uniformly distributed loading and concentrated transverse loading on the free end). The comparison with experimental data proved accuracy of the proposed method. In addition, the authors obtained approximate formulas based on the modified formulas. The approximate formulas can be use for engineering applications.

Keywords: geometrical nonlinearity, large deformations, cantilever, Euler elastic.

References

- [1] Lopatin A. V., Zakharov Yu. V., Okhotkin K. G., Vil'yanen V. V., Pashkovskiy A. V. *Geometricheski nelineynaya model' transformiruемого oboda bol'shoy kosmicheskoy anteny s gibkimi kompozitnymi elementami* [Geometrically nonlinear model of transformable rim of large space antenna with flexible composite elements] // Vestnik SibGAU, 2012, vol. 5, no. 45, pp. 75–80. (In Russian)
- [2] Sato Yu., Kim S., Kusakawa Y., Shimizu K., Tanaka T., Komatsu M., Lambert C., Nakasuka S. Extensible Flexible Optical System for Nano-scale Remote Sensing Satellite «PRISM» // Transaction. of Japan Soc. for Aero. and Space Sciences, Space Tech, 2009, vol. 7, pp. 13–18. doi: 10.2322/tstj.7.Tm_13
- [3] Howell L. L. Compliant Mechanisms // 21st Century Kinematics. London, Springer, 2013, pp. 189–216. doi: 10.1007/978-94-017-9780-1_302
- [4] Fowler R. M., Howell L. L., Magleby S. P. Compliant space mechanisms: A new frontier for compliant mechanisms // Mech. Sci., 2011, vol. 2, no. 2, pp. 205–215. doi: 10.5194/ms-2-205-2011
- [5] Galileo Galilei. *Besedy i matematicheskie dokazatel'stva, kasayushchiesya dvukh novykh otrasley nauki* [Galileo Galilei. The Discourses and Mathematical Demonstrations Relating to Two New Sciences] // Galileo Galilei. Izbrannyye trudy, Moscow, Nauka, 1964. pp. 109–410. (In Russian)
- [6] Goss V. G. A. The History of the Planar Elastica: Insights into Mechanics and Scientific Method // Sci & Educ., 2009, vol. 18, no. 8, pp. 1057–1082.
- [7] Batista M. Analytical treatment of equilibrium configurations of cantilever under terminal loads using Jacobi elliptical functions // Int. J. Solids Struct., 2014, vol. 51, no. 13, pp. 2308–2326. doi: 10.1016/j.ijsolstr.2014.02.036
- [8] Zakharov Yu. V., Okhotkin K. G. *Nelineynyy izgib tonkih uprugih sterzhney* [Nonlinear bending of thin elastic rods] // Journal of Applied Mechanics and Technical Physics, 2002, vol. 43, no. 5, pp. 739–744. (In Russian)
- [9] Scarpello G. M., Ritelli D. Exact Solutions of Nonlinear Equation of Rod Deflections Involving the Lauricella Hypergeometric Functions // International Journal of Mathematics and Mathematical Sciences, 2011, vol. 2011, Article ID 838924. doi: 10.1155/2011/838924
- [10] Zakharov Yu. V., Zakharenko A. A. *Dinamicheskaya poterja ustojchivosti v nelineynoy zadache o konsoli* [Dynamic instability at a nonlinear problem of a cantilever] // Computational technologies, 1994, vol. 4, no. 1, pp. 48–54. (In Russian)
- [11] Zakharov Yu. V., Okhotkin K. G., Vlasov A. Yu. *Priblizhennyye formuly dlya strely progiba uprugogo sterzhnya pri poperechnom nagruzhenii* [Approximate formulas for sagging deflection of an elastic rod under transverse loading] // J. Appl. Mech. Tech. Phys., 2002, vol. 43, no. 5, pp. 745–747. (In Russian)
- [12] Ang M. H. J., Wei W., Teck-Seng L. On the estimation of the large deflection of a cantilever beam // Proc. IECON '93 – 19th Annu. Conf. IEEE Ind. Electron, 1993, pp. 1604–1609. doi: 10.1109/IECON.1993.339311
- [13] Timoshenko S. P., Gere G. *Mechanica materialov* [Mechanics of materials]. Moscow, Lan', 2002. 627 p. (In Russian)
- [14] Anfilov'ev A. V. *Teoriya «malykh» i «bol'shikh» iskrivleniy sterzhney v obshchem analiticheskom predstavlenii* [Theory of small and large deflections in general analytic representation] // Izvestiya Tomskogo politekhnicheskogo universiteta, 2007, vol. 310, no. 2, pp 55–59. (In Russian)

- [15] Vardanyan G. S., Andreev V. I., Atarov N. M., Gorshkov A. A. *Soprotivlenie materialov s osnovami teorii uprugosti teorii i plastichnosti* [Strength of materials with fundametnals of elasticity and plasticity theory]. Moscow, ACB, 1995, 572 p. (In Russian)
- [16] Zuev D. M., Zakharov Yu. V. *Strela progiba konsoli sosredotochennoj poperechnoj siloj. Modifikaciya linejnoy teorii* [Sagging deflection of cantilever loaded with a transversal load. Modification of linear theory] // Reshetnev readings : materials of the XX International scientific-practical conference, Krasnoyarsk, 2016, vol. 2, pp. 131–133. (In Russian)
- [17] Beléndez T., Neipp C., Beléndez A., Numerical and Experimental Analysis of a Cantilever Beam: A Laboratory Project to Introduce Geometric Nonlinearity in Mechanics of Materials // Int. J. Eng. Educ., 2003, vol. 19, no. 6, pp. 885–892.
- [18] Zuev D. M. *Strela progiba konsoli pod dejstviem poperechnoj sosredotochennoj nagruzki. Priblizhennnye formuly dlya modifikacii linejnoy teorii* [Sagging deflection of cantilever loaded with a transversal load. Approximate formulas for modification of linear theory] // Proc. of Aktual'nye problemy aviatsii i kosmonavтики, Krasnoyarsk, 2018, vol. 1, pp. 294–296. (In Russian)

Сведения об авторах

Зувев Дмитрий Михайлович – аспирант кафедры технической физики Сибирского государственного университета науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнёва. Окончил СибГУ им. М. Ф. Решетнёва в 2017 году. Область научных интересов: механика упругого деформируемого тела, малые космические аппараты.

Охоткин Кирилл Германович – доктор физико-математических наук, доцент, заместитель генерального директора по науке АО «Информационные спутниковые системы» им. акад. М. Ф. Решетнёва». Окончил Сибирскую аэрокосмическую академию им. акад. М. Ф. Решетнёва в 1999 году. Область научных интересов: механика деформируемого твердого тела, математическая физика.

СНИЖЕНИЕ ЭКСПЛУАТАЦИОННЫХ РАСХОДОВ ТЕРМОВАКУУМНЫХ ИСПЫТАНИЙ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ТЕХНОЛОГИИ КОНДИЦИОНИРОВАНИЯ ГАЗООБРАЗНОГО АЗОТА

В. М. Михалкин¹, О. В. Пастушенко¹, В. В. Двирный^{1, 2},

Г. В. Двирный³, А. А. Шевчук¹ ✉

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

² Сибирский федеральный университет, г. Красноярск, Российская Федерация

³ Сибирский государственный университет науки и технологий им. акад. М. Ф. Решетнёва,
г. Красноярск, Российская Федерация

Многие современные программы термовакуумных испытаний при наземной отработке космических аппаратов требуют обеспечения с высокой точностью температурного режима в широком диапазоне температур. Термовакуумные испытания отличаются значительными материальными затратами. Поэтому требование снижения эксплуатационных расходов, в том числе связанных с обеспечением температурного режима, не менее актуально. Это объясняет повышенный интерес к перспективным энергоэффективным технологиям, одна из которых основана на кондиционировании газообразного азота. Системы с установками кондиционирования газообразного азота обладают оптимальным сочетанием эксплуатационных и технических характеристик и по сравнению с системами, где жидкий азот заливается в криогенные экраны, имеют меньшее потребление жидкого азота и электроэнергии, особенно в установившемся температурном режиме. При их применении исключен риск загрязнения термовакуумной камеры и объекта испытаний из-за утечек жидкого теплоносителя. Благодаря тому, что свойства азота достаточно точно соответствуют уравнению состояния идеального газа, моделирование таких систем относительно просто, а характеристики предсказуемы и стабильны. В статье проведен краткий анализ характеристик установок кондиционирования газообразного азота двух ведущих зарубежных производителей, приведены результаты практического применения четырех установок зарубежного производства с различными характеристиками с типичной термовакуумной камерой. Рассмотрены основные направления совершенствования зарубежными производителями характеристик установок кондиционирования газообразного азота. Сделан вывод о высокой эффективности и экономической оправданности применения технологии кондиционирования газообразного азота в большинстве случаев термовакуумных испытаний.

Ключевые слова: имитатор космического пространства, наземная отработка космических аппаратов, термовакуумные испытания, установка кондиционирования газообразного азота.

Введение

Термовакуумные испытания широко используются при наземной отработке космических аппаратов (КА). Испытания проводятся в термовакуумных камерах, где создаются условия пониженного давления и широкого диапазона температур, близкие к условиям космического простран-

ства [1]. В ходе испытаний проверяется работа аппаратуры и узлов, определяются теплофизические параметры и прочностные характеристики отдельных частей и элементов, верифицируются и корректируются математические модели систем терморегулирования КА.

Термовакуумные испытания отличаются высокой сложностью, трудоемкостью и значительными материальными затратами [2]. Поэтому крайне актуальна задача выполнения требований программ термовакуумных испыта-

✉ shevchukaa@iss-reshetnev.ru

© Ассоциация «ТП «НИСС», 2020

ний с одновременным снижением материальных затрат.

В настоящее время широко известны, как минимум, три способа обеспечения температурного режима термовакуумных испытаний.

Первый способ заключается в переносе утилизируемого тепла при помощи рециркуляции жидкого теплоносителя в замкнутом контуре, который, в частности, включает трубопроводы, тепловые экраны термовакуумной камеры, холодильную машину и нагреватели. Несмотря на минимальные затраты, применение таких систем с замкнутым жидкостным контуром, называемых также механическими, ограничено. При снижении температуры циркулирующего теплоносителя его вязкость быстро увеличивается, а холодопроизводительность системы, т. е. способность выводить утилизируемое тепло, наоборот, уменьшается; практический предел для таких систем охлаждения, как правило, не опускается ниже $-50 \dots -70^\circ\text{C}$. Применение двухфазных теплоносителей [3] или теплообменников с жидким азотом [4] позволяет незначительно снизить нижний температурный предел до -90°C . Создание же механических систем с пределом линейного изменения температуры ниже -90°C становится еще более сложным и неоправданно дорогим.

Существует еще одна не менее важная причина, ограничивающая использование систем с жидкостным контуром в термовакуумных испытаниях КА. Любая утечка применяемых в таких системах низкотемпературных теплоносителей, как правило, углеводородов или кремнийорганических жидкостей (т. н. силиконовых масел), приведет к недопустимому загрязнению пространства термовакуумной камеры и объекта испытаний (ОИ) [5].

Краткие технические характеристики нескольких установок одного из ведущих зарубежных производителей термовакуумного оборудования Telstar [4], использующих описанный способ, сведены в табл. 1.

Второй способ, широко используемый в большинстве отечественных термовакуумных установок, в частности, действующих в настоящее время в АО «Информационные спутниковые системы» им. акад. М. Ф. Решетнёва» ТБК-120, КВУ-400 и ГВУ-600, основан на циркуляции в криогенных экранах термовакуумной камеры жидкого азота в сочетании с расположенными в непосредственной близости от ОИ мощными резистивными (инфракрасными) нагревателями [6; 7]. В результате на ОИ достигаются высокие показатели точности, стабильности и скорости линейного изменения температуры. Однако этот способ отличается самым высоким потреблением электрической мощности и расходом жидкого

азота, что часто приводит к ограничению продолжительности испытаний. Кроме этого, локальные инфракрасные нагреватели создают однородное температурное поле, как правило, при гладкой и выпуклой форме наружных поверхностей ОИ, однородности их радиационных характеристик и монотонности распределения по поверхностям падающих тепловых потоков. В иных случаях возникают существенные погрешности имитации [8].

Третий, перспективный, способ управления температурным режимом основан на рециркуляции в тепловых экранах газообразного азота, которая обеспечивается одной или несколькими установками кондиционирования газообразного азота (англ. GN₂ TCU – Gaseous Nitrogen Thermal Conditioning Unit) [9; 10]. Как правило, такая установка состоит из циркуляционного насоса (нагнетателя) с регулируемой частотным преобразователем скоростью, встроенного нагревателя, оборудования для измерения и контроля давления, клапанов подачи жидкого и газообразного азота, вентиляционных клапанов, механической и вакуумной изоляции и программируемого логического контроллера с интерфейсом оператора для общего управления системой. Внешний вид типичной установки кондиционирования газообразного азота показан на рис. 1.



Рис. 1. Установка кондиционирования газообразного азота Dynavac TCU-100 [11]

Краткие технические характеристики установок кондиционирования газообразного азота производителей термовакуумного оборудования Telstar и Dynavac [5; 11] сведены в табл. 2.

Таблица 1

Технические характеристики установок с замкнутым жидкостным контуром

Установка	Принцип охлаждения	Производительность при рабочем давлении 0,2 МПа, $\text{м}^3/\text{с} \cdot 10^{-3}$	Тепловая нагрузка, кВт		Потребляемая мощность, кВт
			-50 °C	+20 °C	
Telstar FT-10	Холодильная машина	0,36	1,0	2,1	9
Telstar FT-10.2		0,61	2,0	4,2	16
Telstar FT-35		0,94	3,2	9,4	21
Telstar FT-60		2,33	5,7	14,7	28
Telstar FT-120		3,61	11,3	27,4	57
Telstar FT-170		5,56	16,8	38,8	69
Telstar FTL-60	Теплообменник с жидким азотом	0,94	5,9	6,8	12
Telstar FTL-200		3,61	17,0	17,8	26
Telstar FTL-500		10	45,0	47,0	61

Таблица 2

Технические характеристики установок кондиционирования газообразного азота

Установка	Производительность, $\text{м}^3/\text{с} \cdot 10^{-3}$	Рабочее давление, кПа	Тепловая нагрузка, кВт		Потребляемая мощность, кВт
			охлаждение	нагрев	
Telstar GT-18	47	–	13	13	25
Telstar GT-38	194	–	47	47	70
Telstar GT-HG	833	–	190	190	260
Dynavac TCU-100	47	10	14	12	20
Dynavac TCU-100-BNB	47	42	14	12	20
Dynavac TCU-400	188	10	30	21	40
Dynavac TCU-1500	707	20	130	90	132

Сравнительные характеристики энергопотребления и диапазонов обеспечиваемых температур описанных способов показаны на рис. 2 [4].

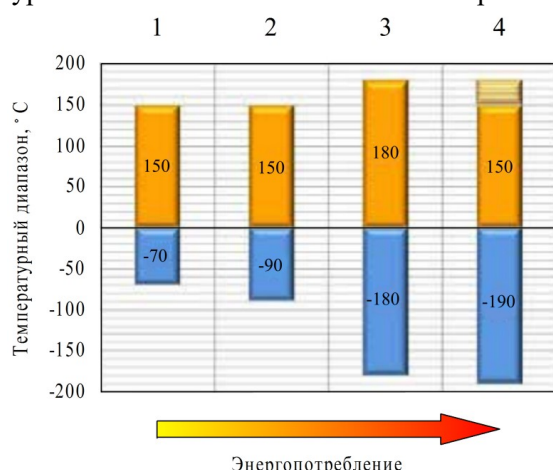


Рис. 2. Различные способы обеспечения теплового режима: 1 – замкнутый жидкостный контур с холодильной машиной; 2 – замкнутый жидкостный контур с теплообменниками с жидким азотом; 3 – кондиционирование газообразного азота; 4 – циркуляция жидкого азота и инфракрасные нагреватели

1. Основные принципы кондиционирования газообразного азота

В первом приближении свойства системы могут быть смоделированы в соответствии с уравнением состояния идеального газа:

$$p = \rho RT, \quad (1)$$

где p – давление газа, Па; ρ – плотность газа, $\text{кг}/\text{м}^3$; T – температура газа, К; R – газовая постоянная, для азота равная $297 \text{ Дж}/(\text{кг} \cdot \text{К})$.

При работе установки кондиционирования с постоянной плотностью газообразного азота (как правило, $4 \dots 6 \text{ кг}/\text{м}^3$) его давление находится в прямой зависимости от температуры. Необходимая температура и давление газа в системе поддерживаются при помощи программируемого логического контроллера (ПЛК), управляющего скоростью рециркуляции в контуре газообразного азота, мощностью встроенного нагревателя и подачей жидкого азота. Это позволяет легко контролировать весь температурный диапазон на ОИ, нижний предел которого ограничен переходом азота в жидкую фазу, а верхний – пределом температурной выносливости уплотнительных материалов и

покрытий. Кроме этого, обязательно следует учитывать эффективность переноса теплоносителем тепловой нагрузки и теплопередающие характеристики тепловых экранов [12; 13].

При заданной температуре теплоноситель должен полностью принимать тепловую нагрузку Q , которая состоит из лучистого теплообмена между тепловыми экранами и активной нагрузкой ОИ и работы нагнетателя, подающего впрыскиваемый жидкий или нагретый встроенным нагревателем газообразный азот. Разницу температур ΔT между выходом и входом установки кондиционирования можно определить по формуле:

$$\Delta T = \frac{Q}{\dot{m} C_p}, \quad (2)$$

где Q – тепловая нагрузка, Вт; $\dot{m}$ – массовый расход газообразного азота, кг/с; C_p – удельная теплоемкость, для газообразного азота равная 1039 Дж/(кг·К).

Во время температурных переходов возникает дополнительная нагрузка Q' , обусловленная массой тепловых экранов:

$$Q' = MC'_p \delta T, \quad (3)$$

где M – масса тепловых экранов, кг; δT – скорость линейного изменения температуры тепловых экранов, К/с; C'_p – удельная теплоемкость материала тепловых экранов, Дж/(кг·К).

Температура поверхности тепловых экранов T_3 может быть определена с учетом происходящего с ними конвективного теплообмена Q'' газообразного азота (в устойчивом состоянии $Q'' = Q$, во время температурного перехода $Q'' = Q + Q'$):

$$Q'' = hS(T_3 - T_{N2}), \quad (4)$$

где h – коэффициент конвективной теплопередачи, Вт/(м²·К); S – площадь контактирующей с азотом поверхности в трубках тепловых экранов, м²; T_3 – температура поверхности тепловых экранов, К; T_{N2} – температура газообразного азота, К.

В свою очередь, коэффициент конвективной теплопередачи h определяется по формуле:

$$h = \frac{C_p \dot{m} J_M}{Pr^{2/3} S},$$

где Pr – число Прандтля; J_M – фактор Чилтона-Кольберна.

Разница температур ($T_3 - T_{N2}$) и начало перехода азота в жидкую фазу ограничивают нижний температурный предел на поверхностях тепловых экранов, что следует учитывать при выборе материала тепловых экранов и характеристик установок кондиционирования.

2. Выбор характеристик установок

В первую очередь для работы с тепловой нагрузкой системы установка кондиционирования

должна обеспечить достаточную производительность и рабочее давление газообразного азота. Однако для правильного выбора всех характеристик необходимо дополнительно учитывать большее количество условий. В связи с этим представляют большой наглядный интерес и практическую ценность результаты эксперимента по работе нескольких различных установок кондиционирования газообразного азота с типичной термовакuumной камерой, подробно рассмотренные в [13].

Цилиндрическая термовакuumная камера диаметром 1,5 м и длиной 1,2 м оснащена внутренним тепловым экраном диаметром 1,3 м и длиной 1 м, изготовленным из 3 мм листа. Тепловые экраны цилиндрической части имеют шесть параллельных проходов трубок с шагом 175 мм, тепловые экраны передней и задней торцевых крышек диаметром 1,3 м имеют восемь параллельных проходов трубок с шагом 190 мм, параллельно подключенных к входному и выходному коллекторам. ОИ весом 25 кг закреплен на столе размерами 0,8×1 м, также имеющем семь параллельных проходов трубок с шагом 150 мм. Излучаемая ОИ мощность равна 1 кВт. Схема подключения установки кондиционирования показана на рис. 3.

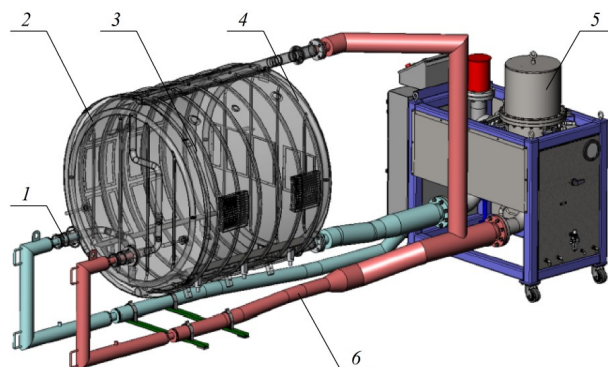


Рис. 3. Схема подключения установки кондиционирования газообразного азота (термовакuumная камера условно не показана): 1 – подающие трубопроводы; 2, 4 – тепловые экраны торцевых крышек; 3 – тепловой экран цилиндрической части; 5 – установка кондиционирования газообразного азота; 6 – обратные трубопроводы

Краткие характеристики четырех рассмотренных установок и определенные опытным путем размеры трубопроводов и трубок тепловых экранов приведены в табл. 3. Из данных таблицы видно, что их диаметр находится в прямой зависимости от производительности установки кондиционирования и в обратной – от рабочего давления, создаваемого нагнетателем установки.

Измерения температур контролируемых поверхностей проводились в вакууме; на тепловых экранах установлены четыре, на столе ОИ – три термопары.

Таблица 3

Минимальные размеры трубопроводов и трубок тепловых экранов

Установка кондиционирования газообразного азота			Внутренний диаметр, мм			
№	Производительность, $\text{м}^3/\text{с} \cdot 10^{-3}$	Рабочее давление, кПа	Трубопроводы и коллекторы	Трубки тепловых экранов		
				Цилиндрическая часть	Стол ОИ	Торцевые крышки
1	47	10	50	19	19	12,5
2	47	42	38	12,5	12,5	12,5
3	188	10	200	25	31	19
4	707	20	250	41	41	31

Даже при использовании установки кондиционирования с производительностью до $47 \cdot 10^{-3} \text{ м}^3/\text{с}$ и рабочим давлением 10 кПа (табл. 3, установка №1) система уже способна обеспечить скорость линейного изменения температуры до 2 К/мин. Однако из-за недостаточного потока газа даже при установившемся температурном режиме на контролируемых поверхностях существует значительная неравномерность температур. На тепловых экранах цилиндрической части при минимальной температуре -180°C неравномерность достигает 10 К, при максимальной температуре 150°C – до 15 К. Неравномерность на тепловых экранах торцевых крышек при максимальной температуре 150°C несколько ниже, до 7 К. Неравномерность в установившемся температурном режиме на столе ОИ находится в пределах 1,5 К. При этом перепады во время температурных переходов при скорости 2 К/мин достигают 60–65 К.

При использовании установки с высокоскоростным нагнетателем (табл. 3, установка №2) в установившемся температурном режиме неравномерность температур стола ОИ находится в пределах 1,5 К, а тепловых экранов торцевых крышек – в пределах 6 К. Однако неравномерность цилиндрической части значительно хуже и достигает 17 К при установившейся температуре 150°C . Кроме этого, дополнительная энергия, вызванная более высокой скоростью нагнетателя, вызывает смещение линейных характеристик установки кондиционирования, что выражается в уменьшении скорости охлаждения до $-1,5 \text{ К/мин}$ и увеличении скорости нагрева до $2,25 \text{ К/мин}$. Еще одним следствием становится увеличение перепада температур на поверхности теплового экрана цилиндрической части до 85 К при максимальной температуре 150°C .

С другой стороны, применение высокоскоростных нагнетателей позволяет использовать трубопроводы, коллекторы и трубки тепловых экранов меньшего сечения. Это может принести дополнительную экономию необходимых для их изготовления дорогостоящих и дефицитных материалов – низкотемпературных хромоникелевых сталей, мед-

ных и, в ряде случаев, титановых сплавов [12; 14]. По нашим расчетам, использование трубопроводов с внутренним диаметром 38 мм вместо 50 мм (табл. 3, установки №2 и №1 соответственно) при одинаковой толщине стенки приводит к экономии материалов до 30 %. Кроме этого, трубопроводы меньшего размера обладают лучшими показателями по удельному теплопритоку, что особенно важно при расположении установки кондиционирования на удалении от термовакuumной камеры.

Использование установок с высокоскоростным нагнетателем может быть наиболее оправданно при обслуживании отдельных элементов, а не всей системы. Так, при подключении к той же установке кондиционирования (табл. 3, установка №2) одного теплового экрана цилиндрической части неравномерность температур на его поверхности при линейной скорости изменения в пределах от $-1,5 \text{ К/мин}$ до $+2,25 \text{ К/мин}$ не превысила 15–20 К. Результаты моделирования режимов термоциклирования показывают, что применение высокоскоростного нагнетателя при той же производительности установки позволяет получить дополнительную экономию жидкого азота в пределах 5–7 %.

Лучшие результаты получены при применении установки кондиционирования с большей производительностью $188 \cdot 10^{-3} \text{ м}^3/\text{с}$ (табл. 3, установка №3). Неравномерность температур поверхности стола ОИ в установившемся режиме не превысила 0,5 К, теплового экрана цилиндрической части – не более 5 К, а максимальная скорость линейного изменения температуры составила $-4 \dots +3,5 \text{ К/мин}$. Результаты измерения температур контролируемых поверхностей в диапазоне от -150 до 150°C со скоростью 3 К/мин показаны на рис. 4. На отдельной вставке показан режим положительных температур с учетом указанной выше неравномерности. Некоторое отставание по температуре теплового экрана от стола ОИ объясняется их последовательным соединением.

На рис. 5 показана неравномерность температур, измеренная на этих же поверхностях. Максимальное значение во время температурных

переходов не превышает ± 6 К, в установившемся режиме не превышает $\pm 1,5$ К.

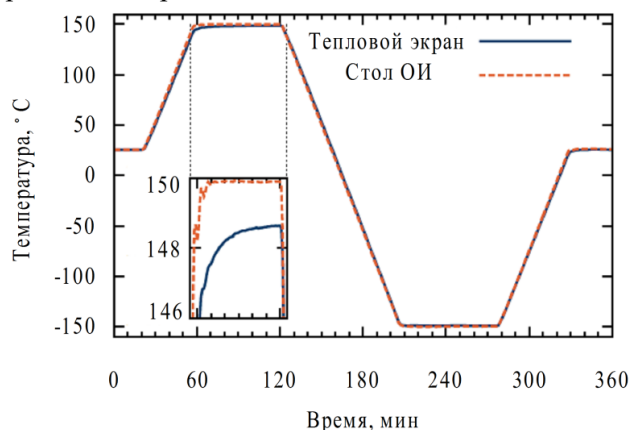


Рис. 4. Усредненные результаты экспериментальных измерений температур теплового экрана и стола ОИ

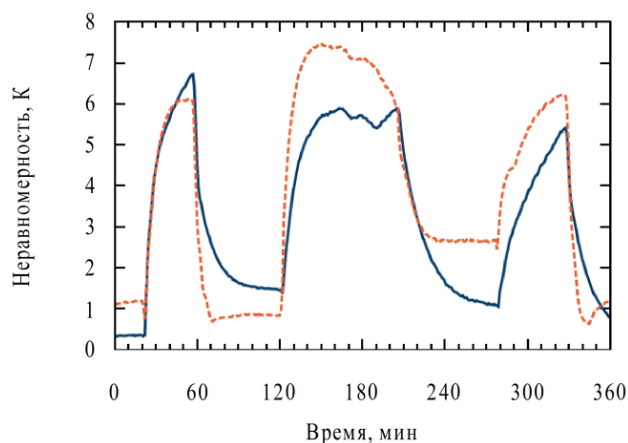


Рис. 5. Наблюдаемая неравномерность во время температурных переходов

Наконец, применение установки кондиционирования газообразного азота с наибольшей производительностью $707 \cdot 10^{-3} \text{ м}^3/\text{с}$ (табл. 3, установка №4) позволяет получить самые высокие результаты. Максимальная скорость линейного изменения температуры достигает 18 К/мин. В устойчивом состоянии температура поверхности стола ОИ имеет неравномерность не более 0,25 К, а остальные контролируемые поверхности – не более 2,5 К. Однако следует особо отметить, что такие результаты получены ценой возросшего потребления электрической мощности или жидкого азота – от 30 кВт или $0,12 \cdot 10^{-3} \text{ м}^3/\text{с}$ в установившемся температурном режиме до 120 кВт или $0,83 \cdot 10^{-3} \text{ м}^3/\text{с}$ во время температурных переходов.

3. Пути совершенствования технологии кондиционирования газообразного азота

Несмотря на относительную простоту, отличную управляемость и другие преимущества,

описанная технология пока не является универсальным и лучшим решением для обеспечения любого температурного режима. Самую низкую эксплуатационную стоимость и одновременно худшие температурные характеристики имеют системы с замкнутым контуром жидкостного охлаждения; наоборот, системы с заливкой в экраны жидкого азота в сочетании с инфракрасными нагревателями обладают лучшими температурными характеристиками и самыми высокими эксплуатационными расходами. Кондиционирование газообразного азота, в свою очередь, представляет удачное сочетание основных характеристик – эксплуатационной стоимости, температурного диапазона, точности, стабильности и однородности температурного поля.

Ведущие производители постоянно совершенствуют характеристики установок кондиционирования сразу в нескольких направлениях, таких, как расширение границ температурного диапазона, дальнейшее снижение потребления жидкого азота, оптимизация и полная автоматизация управления. Например, одно из инновационных решений производителя Telstar заключается в поддержании постоянного давления газа в замкнутом контуре системы. При этом потери на сжатие гарантированно сведены к минимуму, что позволяет добиться оптимального режима потребления жидкого азота. Однако нижний предел температуры в таком режиме ограничен значением -150 °С, и для более низких температур система автоматически уменьшает давление в контуре, чтобы избежать риска образования в нем жидкой фазы. В ряде других решений применяются специальные алгоритмы, также оптимизирующие потребление жидкого азота и максимально автоматизирующие управление системой, включая возможность быстрой перенастройки для различных видов испытаний. При этом управление может осуществляться как автономно при помощи локального ПЛК с дружественным интерфейсом, так и под управлением более высокого уровня, например, системы автоматического сбора и контроля информации SCADA [15]. Производителем Telstar сообщается, что в результате ряда подобных решений, по сравнению с традиционными системами с заливкой в экраны жидкого азота, удалось достичь экономии его расхода до 20–50 % [4].

Заключение

Установки кондиционирования газообразного азота показали себя как средства обеспечения температурного режима, хорошо подходящие для большинства случаев термовакuumных испытаний космических аппаратов, когда необходимо получить стабильное и однородное температурное

поле на контролируемых поверхностях в широком диапазоне рабочих температур. При этом в контуре системы не циркулирует жидкий теплоноситель, что исключает риск загрязнения внутрикамерного пространства и объекта испытаний. Применение ПЛК и высокий уровень автоматизации обеспечивают простоту и гибкость управления.

По сравнению с традиционными системами с циркуляцией в контуре жидкого азота установки кондиционирования позволяют уменьшить, особенно в установившемся температурном режиме, его потребление на 20–50 %. Отпадает необходимость в большом количестве мощных потребителей электроэнергии – инфракрасных локальных нагревателей, которые могут являться источником неоднородности температур на ОИ, особенно, когда последний имеет сложную форму.

Дополнительная экономия жидкого азота может быть получена при применении на отдельных участках системы установок с высокоскоростным нагнетателем. По нашим расчетам, это позволит дополнительно сократить расход жидкого азота во время температурных переходов на 3–5 %. Использование в этом случае трубопроводов и трубок тепловых экранов меньшего размера позволит получить на стадии проектирования системы дополнительную, до 30 %, экономию дорогостоящих низкотемпературных хромоникелевых сталей или сплавов цветных металлов.

Таким образом, применение перспективной технологии кондиционирования газообразного азота предполагает значительное снижение эксплуатационных расходов термовакуумных испытаний при сохранении необходимых технических характеристик.

Список литературы

- [1] Крат С. А., Христич В. В. Тепловакуумная обработка КА: развитие современных тенденций // Вестник СибГАУ. 2010. Вып. 4 (30). С. 123–129.
- [2] Колчанов И. П., Делков А. В., Лавров Н. А., Кишкин А. А., Ходенков А. А. Математическое моделирование тепловых испытаний космических аппаратов с применением криогенных экранов // Вестник МГТУ им. Н. Э. Баумана. Сер. «Машиностроение». 2015. № 1. С. 56–64.
- [3] Морковин А. В., Плотников А. Д., Борисенко Т. Б. Теплоносители для тепловых труб и наружных гидравлических контуров систем терморегулирования автоматических и пилотируемых космических аппаратов // Космическая техника и технологии. 2015. № 3 (10). С. 89–99.
- [4] Telstar. Thermal Conditioning Unit for Space Simulation [Электронный ресурс]. URL: <https://www.telstar.com/wp-content/uploads/2019/02/BR-TCU-EN-1215pdf.pdf> (дата обращения: 11.02.2020).
- [5] Webb A., Sushon J., McCrary L. Upgrade of a 10-foot Diameter by 15-foot Long Thermal Vacuum Chamber // Nineteenth Space Simulation Conference: Cost Effective Testing for the 21st Century. 1997. p. 373.
- [6] Кравченко С. В., Нестеров С. Б., Романько В. А., Тестоедов Н. А., Халиманович В. И., Христич В. В. Подходы к созданию комплексных систем для отработки и испытания космических аппаратов // Инженерный журнал: наука и инновации. 2013. №1 (13). С. 149–175.
- [7] ГОСТ Р 56469-2015. Аппараты космические автоматические. Термобалансные и термовакуумные испытания. М. : Стандартинформ, 2015. 12 с.
- [8] Палешкин А. В., Мамедова К. И. Моделирование расчетных внешних тепловых нагрузок к поверхности космического аппарата с помощью инфракрасных нагревателей // Труды МАИ. 2016. Вып. 85. С. 6.
- [9] Thornblom M., Beverly J., O'Connell J. Technical Capability Upgrades to the NASA Langley Research Center 8 ft. by 15 ft. Thermal Vacuum Chamber // 29th Space Simulation Conference. Annapolis, MD; United States. 14–17 November, 2016. [Электронный ресурс]. URL: <https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20160013838.pdf> (дата обращения: 11.02.2020).
- [10] Chisabas R. S. S., Loureiro G., Lino C. Space Thermal and Vacuum Environment Simulation // Space Flight, George Dekoulis, IntechOpen. 20 June, 2018. [Электронный ресурс]. URL: <https://www.intechopen.com/books/space-flight/space-thermal-and-vacuum-environment-simulation> (дата обращения: 11.02.2020).
- [11] Dynavac. Gaseous nitrogen thermal conditioning units [Электронный ресурс]. URL: <https://dynavac.wpengine.com/wp-content/uploads/2016/11/TCU-Datasheet-Eng.pdf> (дата обращения: 11.02.2020).
- [12] Ash G. S. Manufacturing of Cryoshrouds Surfaces for Space Simulation Chambers // 25th Space Simulation Conference. Environmental Testing, Session IV: New Capabilities and Facilities. Maryland, 20–23 October, 2008.
- [13] Pollara R. A. Improved thermal vacuum chamber temperature performance via gaseous nitrogen thermal conditioning units // Proceedings of the 13th European Conference on Spacecraft Structures, Materials & Environmental Testing. Braunschweig, Germany, 2014, vol. 727.
- [14] Беляков В. П. Криогенная техника и технология. М. : Энергоатомиздат, 1982. 271 с.
- [15] Chisabas R. S. S. Space simulation chambers state-of-the-art // 67th International Astronautical Congress (IAC). Guadalajara, Mexico, 2016.

REDUCING OPERATIONAL COSTS OF THERMAL VACUUM TESTING OF SPACECRAFT VIA GASEOUS NITROGEN THERMAL CONDITIONING TECHNOLOGY

V. M. Mikhalkin¹, O. V. Pastushenko¹, V. V. Dvirniy^{1, 2},
G. V. Dvirniy³, A. A. Shevchuk¹

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

² Siberian Federal University, Krasnoyarsk, Russian Federation

³ Reshetnev Siberian State University of Science and Technology,
Krasnoyarsk, Russian Federation

Many new thermal vacuum testing programs for ground testing of spacecraft require ensuring high accuracy temperature regime in a wide temperature range. Thermal vacuum tests are notable for significant material costs. Therefore, the requirement to reduce operating costs, including those associated with ensuring the temperature regime, is not less relevant. This explains the increased interest in promising energy-efficient technologies, one of which is based on the thermal conditioning of gaseous nitrogen. Systems with gaseous nitrogen thermal conditioning units have an optimal combination of operational and technical characteristics and, compared to systems where liquid nitrogen is poured into cryogenic screens, have lower consumption of liquid nitrogen and electrical energy, especially in stabilized temperature regime. The risk of contamination of the thermal vacuum chamber and the test object due to leaks of the liquid coolant is eliminated. Due to the fact that the properties of nitrogen quite accurately correspond to the ideal gas law, modeling of such systems is relatively simple, and the characteristics are predictable and stable. The article provides a brief analysis of the characteristics of gaseous nitrogen thermal conditioning units of two leading foreign manufacturers and the results of the practical application of four foreign manufactured thermal conditioning units with different characteristics in a typical thermal vacuum chamber. We considered the main directions of improving the characteristics of thermal conditioning units by foreign manufacturers. The conclusion is made about the high efficiency and economic feasibility of gaseous nitrogen thermal conditioning technology in most cases of thermal vacuum testing.

Keywords: space simulator, ground testing of spacecraft, thermal vacuum testing, thermal conditioning unit.

References

- [1] Krat S. A., Khristich V. V. *Teplovakuumnaya otrabotka KA: razvitie sovremennykh tendentsiy* [Spacecraft thermal vacuum optimization: development of new tendencies] // Bulletin of SibSAU, 2010, no. 4 (30), pp. 123–129. (In Russian)
- [2] Kolchanov I. P., Delkov A. V., Lavrov N. A., Kishkin A. A., Khodenkov A. A. *Matematicheskoe modelirovanie teplovykh ispytaniy kosmicheskikh apparatov s primeneniem kriogennykh ekranov* [Mathematical modeling of spacecraft thermal test using cryogenic screens] // Herald of the Bauman Moscow State Technical University, 2015, no. 1, pp. 56–64. (In Russian)
- [3] Morkovin A. V., Plotnikov A. D., Borisenko T. B. *Teplonositeli dlya teplovykh trub i naruzhnykh gidravlicheskih konturov sistem termoregulirovaniya avtomaticheskikh i pilotiruemykh kosmicheskikh apparatov* [Heat transfer medium for heat pipes and external hydraulic circuits of thermal control systems of unmanned and manned spacecraft] // Space technique and technologies, 2015, no. 3 (10), pp. 89–99. (In Russian)
- [4] Telstar. Thermal Conditioning Unit for Space Simulation. Technical data. Available at: <https://www.telstar.com/wp-content/uploads/2019/02/BR-TCU-EN-1215pdf.pdf> (accessed 11.02.2020).
- [5] Webb A., Sushon J., McCrary L. Upgrade of a 10-foot Diameter by 15-foot Long Thermal Vacuum Chamber // Nineteenth Space Simulation Conference: Cost Effective Testing for the 21st Century. 1997. p. 373.
- [6] Kravchenko S. V., Nesterov S. B., Roman'ko V. A., Testoyedov N. A., Khalimanovich V. I., Khristich V. V. *Podhody k sozdaniyu kompleksnykh sistem dlya otrabotki i ispytaniya kosmicheskikh apparatov* [Approaches to creating integrated systems for optimization and testing of spacecraft] // Engineering Journal: Science and Innovation, 2013, no. 1 (13), pp. 149–175. (In Russian)

- [7] GOST R 56469-2015. *Apparaty kosmicheskoye avtomaticheskoye. Termobalansnyye i termovakuumnyye ispytaniya* [State Standard R 56469-2015. Automatic spacecraft. Thermal balance and thermal vacuum tests]. Moscow, Standartinform Publ., 2015. 12 p. (In Russian)
- [8] Paleshkin A. V., Mamedova K. I. *Modelirovanie raschetnykh vneshnih teplovykh nagruzok k poverhnosti kosmicheskogo apparata s pomoshch'yu infrakrasnykh nagrevatelej* [Simulation of calculated external thermal loads to the surface of the spacecraft using infrared heaters] // Trudy MAI, 2016, issue 85, p. 6. (In Russian)
- [9] Thornblom M., Beverly J., O'Connell J. Technical Capability Upgrades to the NASA Langley Research Center 8 ft. by 15 ft. Thermal Vacuum Chamber // 29th Space Simulation Conference. Annapolis, MD; United States. 14–17 November, 2016. Available at: <https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20160013838.pdf> (accessed 11.02.2020).
- [10] Chisabas R. S. S., Loureiro G., Lino C. Space Thermal and Vacuum Environment Simulation // Space Flight, George Dekoulis, IntechOpen. 20 June, 2018. Available at: <https://www.intechopen.com/books/space-flight/space-thermal-and-vacuum-environment-simulation> (accessed 11.02.2020).
- [11] Dynavac. Gaseous nitrogen thermal conditioning units. Available at: <https://dynavac.wpengine.com/wp-content/uploads/2016/11/TCU-Datasheet-Eng.pdf> (accessed 11.02.2020).
- [12] Ash G. S. Manufacturing of Cryoshrouds Surfaces for Space Simulation Chambers // 25th Space Simulation Conference. Environmental Testing, Session IV: New Capabilities and Facilities. Maryland, 20–23 October, 2008.
- [13] Pollara R. A. Improved thermal vacuum chamber temperature performance via gaseous nitrogen thermal conditioning units // Proceedings of the 13th European Conference on Spacecraft Structures, Materials & Environmental Testing. Braunschweig, Germany, 2014, vol. 727.
- [14] Belyakov V. P. *Kriogennaya tekhnika i tekhnologiya* [Cryogenic equipment and technology]. Moscow, Energoatomizdat Publ., 1982. 271 p. (In Russian)
- [15] Chisabas R. S. S. Space simulation chambers state-of-the-art // 67th International Astronautical Congress (IAC). Guadalajara, Mexico, 2016.

Сведения об авторах

Двирный Валерий Васильевич – доктор технических наук, профессор базовой кафедры «Прикладная физика и космические технологии» Сибирского федерального университета. Окончил Московский авиационный институт в 1969 году. Область научных интересов: агрегаты систем космических аппаратов, защита интеллектуальной собственности.

Двирный Гурий Валерьевич – кандидат технических наук, доцент кафедры «Технология машиностроения» Сибирского государственного университета науки и технологий им. акад. М. Ф. Решетнёва. Окончил Сибирский федеральный университет в 2008 году. Область научных интересов: наземная экспериментальная отработка конструкций космических аппаратов.

Михалкин Владимир Михайлович – заместитель директора – главный инженер отраслевого центра крупногабаритных трансформируемых механических систем АО «Информационные спутниковые системы» им. акад. М. Ф. Решетнёва». Окончил завод-ВТУЗ Красноярского политехнического института в 1989 году. Область научных интересов: разработка и наземная экспериментальная отработка космических аппаратов и их составных частей, наземные механические и термовакуумные квалификационные испытания космических аппаратов и их составных частей, включая раскрытие крупногабаритных механических систем с помощью стендов имитации невесомости.

Пастушенко Олег Валерьевич – начальник сектора АО «Информационные спутниковые системы» им. акад. М. Ф. Решетнёва». Окончил Сибирский государственный аэрокосмический университет им. акад. М. Ф. Решетнёва в 2011 году. Область научных интересов: автоматизация технологических процессов и производств, термовакуумные испытания космических аппаратов и их составных частей.

Шевчук Андрей Александрович – инженер АО «Информационные спутниковые системы» им. акад. М. Ф. Решетнёва». Окончил Сибирский федеральный университет в 2019 году. Область научных интересов: электроника, оптика, термовакуумные испытания космических аппаратов.

ВЫРАЩИВАНИЕ ПОЛУПРОВОДНИКОВЫХ СТРУКТУР ДЛЯ ВЫСОКОЭФФЕКТИВНЫХ СОЛНЕЧНЫХ БАТАРЕЙ В ОТКРЫТОМ КОСМОСЕ

**В. В. Блинов¹, В. М. Владимиров², Н. А. Кушнарев³,
А. И. Никифоров¹, Д. Б. Придачин¹, Д. О. Пчеляков¹,
О. П. Пчеляков¹ ✉, В. А. Скорodelов⁴, Л. В. Соколов¹**

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

² ООО «НПФ Электрон», г. Красноярск, Российская Федерация

³ ОАО «Центральный научно-исследовательский институт инфокоммуникационных технологий
и проблем безопасности «НИКА», г. Люберцы, Московская область, Российская Федерация

⁴ АО «НПО «Молния», г. Москва, Российская Федерация

Практическая космическая деятельность страны в околоземном пространстве и в дальнем космосе развивается уже в течение более пятидесяти лет. За это время было решено много новых научно-технических задач, разработаны и освоены новейшие технологии. Настоящая статья посвящена описанию предпосылок к проведению эксперимента по выращиванию полупроводниковых структур для высокоэффективных солнечных батарей в условиях орбитального полета международной космической станции. Показаны преимущества проведения технологического процесса в глубоком вакууме, образующемся в результате проявления эффекта молекулярного экрана, для получения новых тонкопленочных материалов с уникальными свойствами. Описан наземный имитатор космического модуля и действующий макет молекулярного экрана. Обсуждаются особенности эскизного проекта универсальной автоматизированной установки молекулярно-лучевой эпитаксии в космосе. Приводится обоснование экономической эффективности космической технологии, основанное на отсутствии необходимости применения дорогостоящих сверхвысоковакуумных средств откачки, криогенной техники и вакуумных объемов, содержащих большое количество нержавеющей стали. Проанализирован опыт трех орбитальных полетов американских космических кораблей «Шаттл», подтверждающий экономическую обоснованность проектов, связанных с получением полупроводниковых гетероструктур в условиях космического полета.

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

Введение

Современные высокоэффективные солнечные элементы (СЭ) представляют собой сложные многослойные гетеросистемы. Они состоят из трех основных р-п переходов, выполненных из Ge, InGaAs, InGaP и соединенных последовательно туннельными диодами. Поскольку эти материалы совместимы по постоянной кристаллической решетки, гетероструктуры для СЭ на их основе выращиваются в едином ростовом процессе на подложках на основе германия или арсенида гал-

лия [1–3]. Важно отметить, что солнечный элемент по конструкции является самым простым электронным прибором. Для его изготовления не нужны сложные методы фотолитографии, и можно ограничиться последовательным нанесением полупроводниковых и металлических слоев.

В 1987 году во Франкфурте-на-Одере проходила одна из конференций стран бывшего СЭВ по молекулярной эпитаксии. Делегацию ИФП СО РАН возглавлял профессор Сергей Иванович Стенин. В кулуарах обсуждалась идея переноса установки молекулярно-лучевой эпитаксии (МЛЭ) в космос. Тогда уже было известно, что с помощью так называемого «молекулярного экрана» в космосе можно получить сверхвысокий вакуум. И все же идея

✉ pchome@mail.ru

© Ассоциация «ТП «НИСС», 2020

МЛЭ в космосе обсуждалась во Франкфурте скорее как фантастическая, чем технологическая.

Через два года после этой конференции, как теперь становится ясно, в США идея выноса вакуумных технологий в космос стала переходить в практическую плоскость. В Университете Хьюстона под руководством профессора А. Игнатьева уже были начаты космические эксперименты, подтверждающие своими результатами справедливость наших выводов о перспективности проведения процесса МЛЭ в космосе. Всего было реализовано три миссии американских Шаттлов. Эти работы были направлены на преодоление принципиальных ограничений традиционных вакуумных технологических процессов, проводящихся в наземных условиях. Для этого использовались физические факторы открытого космического пространства, приводящие к почти мгновенной откачке всех компонентов газовой среды, включая инертные газы. Особенно яркий эффект дает использование того самого «молекулярного экрана», с помощью которого, как показывают расчеты и результаты первых экспериментов, возможно получение такого разряжения газовой среды, которое не может быть в принципе достигнуто в наземных условиях.

Интересен вопрос: когда была высказана впервые и кому первому принадлежит идея получения вакуума в кильватерной области летящего с большой скоростью предмета? Наверняка не в 1970 году, и не американцы были здесь первыми. Откроем фрагмент книги ныне покойного профессора Михаила Васильевича Терентьева «Об истории и развитии понятия физического вакуума». Он вносит неожиданную ясность. Оказывается, в 4-м веке до нашей эры Аристотель примерно так выразил данную идею: «Пустота (вакуум) — это есть пространство, которое образуется в следе камня выпущенного из пращи, правда, оно моментально исчезает, поскольку сюда устремляются частицы из окружающего пространства ...». Аристотелю надо было только закончить эту мысль так: «... и если мы разгоним камень до скорости, сравнимой со скоростью всех частиц окружающей среды, то за ним в полете всегда будет существовать абсолютно пустое пространство», и тогда можно было бы считать его автором нового способа получения сверхглубокого вакуума!

Вся история вакуумной техники и технологий с ней связанных состоит из непрерывной и тяжелой борьбы за сверхвысокий и чистый космический вакуум в тесных и жестких рамках наземных условий. Каждый новый успех в этой области достигнут человеком вопреки земной природе, которая так «боится» пустоты. Стоимость современных установок для получения и использования сверхвысокого вакуума достигает величин в миллионы долларов. А эксплуатация этих систем обходится тем дороже, чем более глубоким является полу-

чаемый вакуум, чем больше энергии, жидких гелия и азота расходуется для его получения. Наша страна после развала собственной вакуумной промышленности покупает такие установки только за рубежом. При покупке каждой установки обычно составляется бизнес-план, и покупатель рассчитывает получить положительный экономический эффект. Средств, затраченных на приобретение только нескольких таких установок, хватило бы на реализацию всего проекта «Экран».

В ИФП СО РАН в сотрудничестве с Физико-техническим институтом им. А. Ф. Иоффе, отраслевых НИИ «Научный центр», ЦНИИмаш, РКК «Энергия», а на начальной стадии с ИЯФ СО РАН, предприятиями промышленности АО «НПО «Молния» и АНТК «Антонов», проводились работы по созданию высокопроизводительной, надежной и недорогой аппаратуры для сверхвысоковакуумной технологии МЛЭ гетероструктур солнечных элементов с применением космических технологий [4–6]. Совместно с ними был подготовлен новый проект и научно-техническое обоснование для проведения экспериментов по эпитаксии полупроводниковых соединений на кремниевых подложках в условиях космического пространства за молекулярным экраном. В течение трех десятилетий разрабатываются методы, технологии и аппаратура для получения многослойных гетероструктур различного назначения. Для их использования в условиях космического пространства крайне желательно заменить дорогие и тяжелые подложки Ge и GaAs на дешевые и легкие кремниевые пластины. Создание высокоэффективных приборов микро-, нано- и фотоэлектроники на основе полупроводниковых наногетероструктур, которые состоят из соединений III-V, выращенных на дешевых и более прочных Si подложках, является одной из приоритетных задач современного полупроводникового материаловедения. Результаты многолетней работы по практической реализации технологии получения гетероструктур в условиях орбитального полета космических аппаратов показали, что наиболее успешным представляется реализация такой технологии с использованием МЛЭ и эффекта молекулярного экрана [4–10].

1. Эффект молекулярного экрана

Идея использования молекулярного экрана для получения сверхвысокого вакуума в космосе на низких орбитах принадлежит американским ученым. Первым эту идею в 1970 году выдвинул Рональд Костоф [7], но на нее не обратили должного внимания. В 1976 году Л. Мелфи с соавторами без ссылок на Р. Костофа провел теоретический анализ состояния газовой среды вокруг летящего в пространстве экрана и сформулировал концепцию орбитальной лаборатории со сверхразрежен-

ной средой. Эта работа проводилась при поддержке НАСА [8; 9]. Расчеты и первые эксперименты в аэродинамической трубе показали, что если на высоте 200–400 км с первой космической скоростью будет двигаться экран (полированный диск из нержавеющей стали), то в его кильватере образуется конусный след, практически лишенный вещества. С помощью молекулярного экрана можно получить такое разрежение, что появление одного атома кислорода (кислород – основной компонент газовой среды на высотах орбитальных полетов космических станций) на площадке в один квадратный дециметр придется ожидать миллион лет. Давление атмосферы за экраном будет определяться He и H₂, источником которых является Солнце, а также веществом, испаряющимся с поверхности самого экрана. Для сравнения, в наземных сверхвысоковакуумных технологических установках с криогенными насосами достигается предельное разрежение в сотни и тысячи раз хуже, чем было практически получено в первых американских космических экспериментах с молекулярным экраном. На высотах орбитального полета при поперечном обтекании защитного экрана невозмущенным набегающим потоком в аэродинамическом следе за ним существует стабильная естественная область глубокого вакуума. В этой области «космического» вакуума достигаются уровни разрежения порядка 10^{-15} – 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^{-15} 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 $H \approx 250$ –500 км на пять–шесть порядков ниже по сравнению с указанным выше парциальным давлением молекул газовыделения.

2. Опыт американских экспериментов по эпитаксии полупроводниковых гетероструктур в условиях космического пространства

В Университете Хьюстона под руководством профессора А. Игнатъева были начаты космические эксперименты, подтверждающие своими ре-

зультатами справедливость наших выводов и перспективность проведения процесса МЛЭ в космосе. Большая установка МЛЭ весом около 4 тонн трижды была выведена в космическое пространство с помощью кораблей типа «Шаттл». Эти работы были направлены на преодоление принципиальных ограничений традиционных вакуумных технологических процессов, проводящихся в наземных условиях [8]. Для этого использовались физические факторы открытого космического пространства, приводящие к почти мгновенной откачке всех компонентов газовой среды, включая инертные газы. Особенно яркий эффект дало использование того самого «молекулярного экрана», с помощью которого, как показывают расчеты и результаты первых экспериментов, возможно получение такого разрежения газовой среды, которое не может быть в принципе достигнуто в наземных условиях. Эти эксперименты доказали экономическую эффективность получения полупроводниковых структур в космическом пространстве. Уже после третьего полета установки Игнатъева, во время которого были получены рекордные характеристики пленок арсенида галлия, права на финансирование четвертого полета были переданы коммерческой фирме Спейсхэб. Однако этому полету не суждено было осуществиться в связи с трагедией миссии шаттла Колумбия, во время которой погибли семеро американских астронавтов, а программа полетов была приостановлена. После этого Игнатъев подключился к реализации нашей программы.

Следует отметить, что первые российские проекты по использованию молекулярного экрана были сформулированы вслед за американцами группой ученых из Зеленограда, занимавшихся проблемами роста полупроводниковых кристаллов в космосе, во главе с доктором наук Евгением Васильевичем Марковым и группой из Ленинградского физико-технического института под руководством профессора Петра Сергеевича Копьева. Эти проекты подвергались тогда серьезной критике, однако многие их положения вошли в современный вариант проекта «Экран», который был подготовлен ИФП СО РАН совместно с группой, работающей в НИИ «Научный центр» (г. Зеленоград), и со специалистами РКК «Энергия» (г. Королев). Было создано и многократно апробировано научно-техническое обоснование для проведения экспериментов по эпитаксии полупроводниковых соединений на кремниевых подложках в условиях космического пространства за молекулярным экраном.

3. Орбитальная производственная платформа

Первое крещение проект «Экран» получил во время международной конференции по кос-

мическому материаловедению в июне 1997 года, которая проходила на борту теплохода «Санкт-Петербург». Представительный научный форум собрал более 300 ученых из многих стран мира. Нами был представлен доклад от имени 11 соавторов из трех организаций. После доклада ученый секретарь секции космического материаловедения Борис Захаров поздравил нас с успехом. Его мнение об актуальности и перспективности нашего проекта, как мнение человека глубоко понимающего современное состояние российской космической науки о материалах, имел тогда для нас большое значение и придавал уверенность в успехе. Очень хорошо оценили доклад ведущие специалисты по росту кристаллов в космосе – профессор Александр Чернов, директор лаборатории по росту кристаллов в космосе Центра Маршалла (США), профессор Михаил Мельвидский – руководитель российской космической программы по росту кристаллов, и профессор Татау Нишинага (Япония) – президент международной ассоциации по росту кристаллов и официальный консультант американской программы «Спейс шаттл» по росту кристаллов в космосе. Т. Нишинага согласился быть научным консультантом и нашей программы. Его анализ и советы отличаются глубиной понимания проблем и живой заинтересованностью. Во время вопросов и дискуссий в кулуарах, после обсуждения деталей проекта с коллегами, стало ясно – наш проект будет жить.

На пути к дальнейшей реализации промышленно-ориентированных инновационных технологий получения полупроводниковых структур для солнечной энергетики потребуются создание специализированной автоматической, посещаемой орбитальной производственной платформы (ОПП). В отличие от ранее созданных исследовательских пилотируемых орбитальных станций «Салют», «Мир» и МКС, ОПП должна быть узкоспециализирована на выпуск определенной продукции с максимальной производительностью и предельно высокого качества. Для выполнения этой задачи ОПП должна отвечать следующим требованиям:

- полная автоматизация технологического процесса;
- возможность настройки на производство нескольких видов гетероэпитаксиальных полупроводниковых структур;
- долговременная работа в автоматическом режиме;
- возможность осуществления регламентных и ремонтных работ на орбите при периодических экспедициях посещения;
- минимальное собственное газовыделение в окружающее пространство и, как следствие, отказ от реактивной системы управления и использование силовых гироскопов – гиразинов и эффекта гравитационной стабилизации;

- обеспечение технологического процесса МЛЭ электроэнергией от бортовых солнечных батарей.

Один из возможных вариантов ОПП представлен на рис. 1.

Этот объект имеет:

- четыре установки МЛЭ, каждая из которых имеет молекулярный экран и локальную технологическую установку;
- сменные транспортно-технологические контейнеры барабанного типа, в которых исходные материалы транспортируются на орбиту и готовая продукция возвращается на Землю. В составе ОПП эти же контейнеры выполняют роль склада полуфабриката и готовой продукции;
- манипуляторы для подачи кремниевых пластин из контейнера в технологическую зону МЛЭ и возвращения обработанных пластин в контейнер.

4. Космическая транспортная система

Для транспортировки на орбиту исходных материалов и возвращения на Землю готовой продукции необходима космическая транспортная система, имеющая возможно минимальные затраты на ее эксплуатацию. Это необходимое условие обеспечения экономического приоритета космического промышленного производства перед аналогичными земными технологиями.

Базой для осуществления проекта многоцелевой авиационно-космической системы (МАКС) (рис. 2) был крупнейший в мире самолет Ан-225, где этот самолет выполнял одновременно роль подвижного стартового комплекса и первой ступени системы выведения. В этом проекте был сконцентрирован многолетний опыт работ авиакосмической промышленности страны по многоразовым космическим транспортным системам. Однако после осложнения политической ситуации в отношениях между Россией и Украиной этот проект был приостановлен. В настоящее время продолжение этих работ возможно при использовании альтернативных авиакосмических транспортных систем.

Для снижения транспортных расходов желательно обеспечить место базирования космической транспортной системы ближе к промышленным центрам. Это обстоятельство, связанное с полетами над густонаселенными районами и высокой интенсивностью полетов, предъявляет высокие требования по обеспечению безопасности в отношении населения в зоне трасс полетов. Указанным выше требованиям отвечает пилотируемый орбитальный самолет многоразового использования МАКС, разработанный в составе проекта «Авиационно-космические произ-

водственные системы» (рис. 2). По экспертным заключениям ЦАГИ и ЦНИИмаш [10], западно-европейских фирм British Aerospace (BAe) [11] и Deutsche Aerospace (DASA) [12], проект МАКС технически реализуем на уровне современных и ближайшей перспективы технологий и имеет удельную себестоимость транспортировки грузов при двухстороннем грузопотоке в диапазоне 1000–2000 долл./кг. Эти экономические характеристики могут обеспечить на первом этапе рентабельное промышленное производство на орбите полупроводниковых наногетероструктур [13–15].

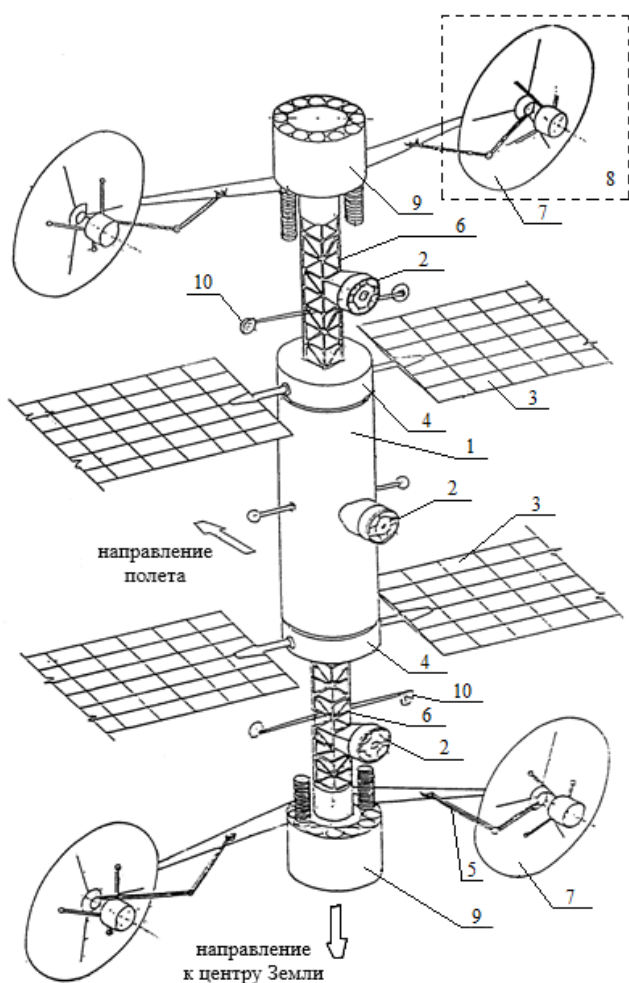


Рис. 1. Вариант внешнего вида ОПП:
1 – рабочий модуль; 2 – стыковочный агрегат;
3 – солнечные батареи; 4 – вспомогательный модуль; 5 – манипулятор; 6 – гравитационная ферма; 7 – молекулярный экран;
8 – технологическая установка МЛЭ;
9 – транспортный контейнер барабанного типа;
10 – антенны радиотехнического комплекса

Такие высокие экономические показатели транспортной системы можно объяснить:

- высокой кратностью многократного использования составных частей транспортной системы;

- оптимальными проектными решениями по интеграции авиационных и ракетно-космических технологий;

- многоцелевым применением системы, обеспечивающим высокую интенсивность эксплуатации;

- расширением эксплуатационных возможностей по сравнению с существующими средствами.



Рис. 2. Авиационно-космическая система МАКС

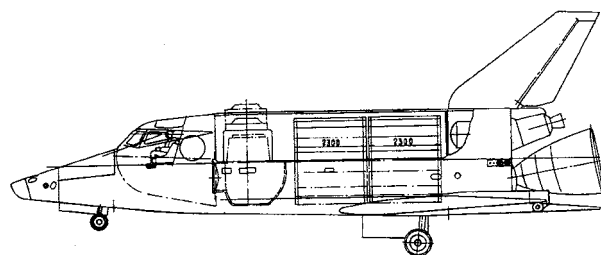


Рис. 3. Орбитальный самолет транспортно-технического обслуживания орбитального производственного комплекса

5. Преимущество воздушного старта по отношению к существующим средствам выведения

Использование самолета-носителя в качестве подвижного стартового комплекса по сравнению с традиционными средствами выведения дополнительно предоставляет возможность:

- ликвидировать зависимость от Республики Казахстан при выведении объектов на орбиты с наклоном 51° и на геостационарную орбиту;

- обеспечить доступ космических средств России на низкие орбиты с наклоном $50...0^\circ$, которые в настоящее время для нашей страны недоступны;

- значительно (в 2–2,5 раза) снизить стоимость выведения объектов на геостационарную орбиту;

- оперативно выполнять задачи стыковки, аварийного спасения и инспекции.

Размещение стартового оборудования на самолете-носителе, относительно небольшая су-

хая масса второй ступени и значительно меньшее, чем в ракетносителях такого класса, количество специфического ракетного топлива – обеспечивают возможность мобильного базирования системы МАКС на существующих аэродромах. Мобильное базирование значительно повышает живучесть такой системы выведения, с другой стороны это свойство обеспечивает ее экспортную пригодность [11–15].

6. Эскизный проект установки для молекулярно-лучевой эпитаксии в космосе

В данном разделе представлен макет установки для выращивания в космосе полупроводниковых пленок методом молекулярно-лучевой эпитаксии (установка МЛЭ), разработанный в Институте физики полупроводников им. А. В. Ржанова СО РАН совместно с ПАО «РКК «Энергия».

Целью создания макета установки МЛЭ является:

- экспериментальная отработка оборудования для эпитаксии полупроводниковых структур в космосе;
- выращивание экспериментальных образцов полупроводниковых пленок в космосе за защитным экраном;
- наземное изучение выращенных пленок и сравнение их характеристик с характеристиками пленок, выращенных в наземных условиях;
- корректировка конструкции бортовой установки МЛЭ с перспективой создания мини-фабрики по выращиванию эпитаксиальных структур.

В перспективе – создание универсальной автоматизированной космической мини-фабрики по производству материалов методом МЛЭ с характеристиками, превосходящими земные аналоги, а также подготовка проектов для коммерческого освоения промышленных возможностей околоземного космоса.

Конструкция макета установки МЛЭ в закрытом состоянии для транспортировки представлена на рис. 4. Камера (1), крышка (2) с приводом поворота (3), обеспечивающим открывание и герметичное закрывание камеры, система прогрева (4) до 150 °С для дегазации камеры с вакуумной откачкой (на рис. не показана). Перед транспортировкой вакуумно-механической аппаратуры МЛЭ на российский сегмент МКС крышку (2) крепят болтами к камере (1) и отжигают при давлении не выше 10^{-3} Па, после чего заполняют сухим азотом.

Оснастка для проведения технологического процесса содержит: кассету с подложками (7) и приводом перемещения (8), нагреватель подложек (6), размещенные на одинаковых расстояниях

от манипулятора (5) (в результате чего передача подложки (14) из зоны хранения кассеты (7) на нагреватель (6) и обратно в кассету производится поворотом манипулятора на 180°). Создание молекулярных пучков и управление ими осуществляется источником молекулярных пучков (ИМП) (9) и заслонками ИМП (10). Управление рабочими параметрами технологической оснастки осуществляется блоком управления и сбора информации (15) и расположенным на траверсе (11) штырем (12) с приспособлением, обеспечивающим замену кассеты с приводом (7, 8) с помощью байонетного соединителя (16). Поручень (13) служит для проведения работ с вакуумно-механической аппаратурой МЛЭ в открытом космосе.

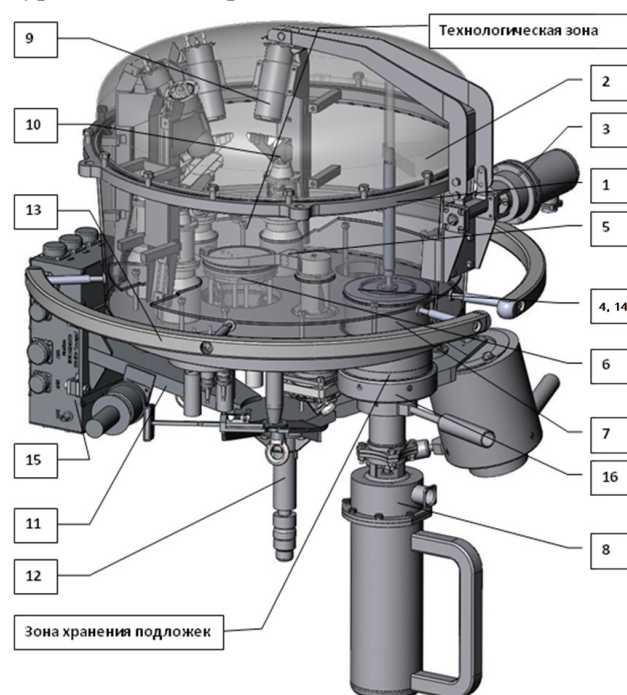


Рис. 4. Конструкция макета установки МЛЭ в закрытом состоянии



Рис. 5. Внешний вид макета установки МЛЭ на стендовых испытаниях

Заключение

1. Создан научно-технический задел для освоения нового рентабельного направления космической деятельности – промышленного производства новых высококачественных полупроводниковых материалов в условиях орбитального полета, где принципиально возможно получение продукции (монокристаллов и гетероэпитаксиальных структур) более высокого качества, чем в земных условиях. Спроектирован и изготовлен макет установки МЛЭ для проведения экспериментов по получению полупроводниковых гетероструктур в космосе.

2. Научное обоснование базовых технологий промышленного производства на орбите разработано при участии Российской академии наук в лице Института физики полупроводников им. А. В. Ржанова СО РАН, Физико-технического института им. А. Ф. Иоффе, Института машиноведения им. А. А. Благонравова, Физико-

технологического института, отраслевых НИИ «Научный центр», ЦАГИ и предприятий промышленности ЦНИИмаш, АО «НПО «Молния» и АНТК «Антонов».

3. Создание орбитальной производственной платформы может осуществляться при использовании большого научно-технического задела по отечественным орбитальным станциям.

4. Рентабельное орбитальное промышленное производство полупроводниковых структур может быть обеспечено при создании космической транспортной системы с удельной себестоимостью двухстороннего грузопотока менее 3000 долл./кг.

5. Разработанный в предыдущие годы проект Многоцелевой авиационно-космической системы показал, что достигнутый уровень авиационных и космических технологий может обеспечить создание космической транспортной системы с экономическими показателями, необходимыми для развертывания рентабельного промышленного производства на орбите.

Список литературы

- [1] Андреев В. М. Концентраторная солнечная фотоэнергетика // *Альтернативная энергетика и экология*. 2012. Т. 5–6. С. 40–44.
- [2] Alferov Zh. I., Andreev V. M., Rumyantsev V. D. III-V Heterostructures in Photovoltaics. Concentrator Photovoltaic, Berlin Heidelberg, Springer-Verlag, 2007, pp. 25–50.
- [3] Алферов Ж. И., Андреев В. М., Румянцев В. Д. Тенденции и перспективы развития солнечной фотоэнергетики // *Физика и техника полупроводников*. 2004. Т. 38. Вып. 8. С. 937–948.
- [4] Pchelyakov O. P., Sokolov L. V., Nikiforov A. I., Berzhaty V. I., Zvorykin L. L., Ivanov A. I., Nikitsky V. P., Antropov V. Yu., Biriukov V. M., Markov E. V., Djakov Yu. N. Epitaxy of compound semiconductor from molecular beams in space vacuum behind molecular shield. // *Proc. of Joint X Europ. and VI Russian symp. on Phys. Sci. in Microgravity*, 1997, vol. II, pp. 144–149.
- [5] Pchelyakov O. P., Blinov V. V., Nikiforov A. I., Sokolov L. V., Zvorykin L. L., Ivanov A. I., Teslenko V. V., Churilo I. V., Zagrebel'nyi A. A. Semiconductor Vacuum Technologies in Space: Hystory, State and Prospects. *Poverhnost' (Rus)*, 2004, vol. 6, pp. 69–76.
- [6] Pridachin D., Pchelyakov O., Nikiforov A., Sokolov L., Preobrazhenskii V., Blinov V. Some design and applying aspects of Molecular Beam Epitaxy (MBE) machine Main Units in Ultra-Vacuum of Space. *Proc. of European Planetary Science Congress*, Riga, Latvia, 2017.
- [7] Kostoff R. N. Stimulating Innovation. *International Handbook of Innovation*, Elsevier Social and Behavioral Sciences, Oxford, UK, 2003, pp. 388–400.
- [8] 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.
- [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] Заключение на техническое предложение НПО «Молния» на «Многоцелевой авиационно-космической системе (МАКС)» по теме «Системные исследования и комплексное обоснование технического облика, характеристик и областей рационального использования перспективных многоразовых космических транспортных систем» / НИР «Орел». ЦАГИ, ЦНИИмаш, 1998.
- [11] Parkinson R. C. Multi-purpose aerospace system. Report in ESA, ESTEC and BNSC, British Aerospace, 1992.
- [12] Kramer P. The Russian/Ukrainian Multi Role Space Transport System. DARA – Diskussionskreis, Transportsystem, Bonn, 1994.
- [13] Использование научно-технического задела по ОК «Буря» в части оценки эффективности применения самолета-транспортника ОК «Буря» для сверхтяжелых авиационных перевозок и для задач космической транспортной системы / НИР «Эффективность». Научно-технический отчет. М. : Российская Инженерная Академия, 1999.

- [14] Lozino-Lozinsky G., Skorodelov V., Shkadov L., Plokhikh V. Reasons for decisions made on the MAKS project / 49th International astronautical congress, Melbourne, Australia, 1998.
- [15] Скороделов В. А., Пчеляков О. П. Фундаментальная наука открывает путь к промышленному освоению космоса // Интеграл. 2009. № 3. С. 4–7.

GROWING SEMICONDUCTOR STRUCTURES FOR HIGH-PERFORMANCE SOLAR CELLS IN OPEN SPACE

V. V. Blinov¹, V. M. Vladimirov², N. A. Kushnarev³,
A. I. Nikiforov¹, D. B. Pridachin¹, D. O. Pchelyakov¹,
O. P. Pchelyakov¹, V. A. Skorodelov⁴, L. V. Sokolov¹

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

² LLC NPF Electron, Krasnoyarsk, Russian Federation

³ Central Research Institute of Infocommunication Technologies and Safety Problems «Nika», Lyubertsy, Moscow region, Russian Federation

⁴ JSC «Scientific and Production Association «Molniya», Moscow, Russian Federation

Practical space activities of the country in near-Earth space and in deep space have been developing for more than fifty years. During this time, many new scientific and technical problems were solved, the latest technologies were developed and mastered. This article describes the prerequisites for conducting an experiment on growing semiconductor structures for highly efficient solar cells in the conditions of orbital flight of an international space station. The advantages of carrying out the process in a deep vacuum formed as a result of the manifestation of the molecular screen effect are shown to obtain new thin-film materials with unique properties. A ground-based simulator of a space module and a working molecular screen prototype are described. The features of the preliminary design of a universal automated installation of molecular beam epitaxy in space are discussed. The rationale for the economic efficiency of space technology based on the absence of the need for expensive ultrahigh vacuum pumping facilities, cryogenic equipment and vacuum volumes containing a large amount of stainless steel is given. The experience of three orbital flights of the American Shuttle spacecraft is analyzed, confirming the economic feasibility of projects related to the production of semiconductor heterostructures in space flight conditions.

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

References

- [1] Andreev V. M. *Koncentratornaya solnechnaya fotoehnergetika* [Concentrator solar photo-energy] // Alternative energy and ecology, 2012, vol. 5–6, pp. 40–44. (In Russian)
- [2] Alferov Zh. I., Andreev V. M., Romyantsev V. D. III-V Heterostructures in Photovoltaics. Concentrator Photovoltaic, Berlin Heidelberg, Springer-Verlag, 2007, pp. 25–50.
- [3] Alferov Zh. I., Andreev V. M., Romyantsev V. D. *Tendencii i perspektivy razvitiya solnechnoj fotoehnergetiki* [Tendencies and prospects for the development of solar photoenergy] // Physics and Technology of Semiconductors, 2004, vol. 38, issue 8, pp. 937–948. (In Russian)
- [4] Pchelyakov O. P., Sokolov L. V., Nikiforov A. I., Berzhaty V. I., Zvorykin L. L., Ivanov A. I., Nikitsky V. P., Antropov V. Yu., Biriukov V. M., Markov E. V., Djakov Yu. N. Epitaxy of compound semiconductor from molecular beams in space vacuum behind molecular shield. // Proc. of Joint X Europ. and VI Russian symp. on Phys. Sci. in Microgravity, 1997, vol. II, pp. 144–149.
- [5] Pchelyakov O. P., Blinov V. V., Nikiforov A. I., Sokolov L. V., Zvorykin L. L., Ivanov A. I., Teslenko V. V., Churilo I. V., Zagrebel'nyi A. A. Semiconductor Vacuum Technologies in Space: Hystory, State and Prospects. Poverhnost' (Rus), 2004, vol. 6, pp. 69–76.

- [6] Pridachin D., Pchelyakov O., Nikiforov A., Sokolov L., Preobrazhenskii V., Blinov V. Some design and applying aspects of Molecular Beam Epitaxy (MBE) machine Main Units in Ultra-Vacuum of Space. Proc. of European Planetary Science Congress, Riga, Latvia, 2017.
- [7] Kostoff R. N. Stimulating Innovation. International Handbook of Innovation, Elsevier Social and Behavioral Sciences, Oxford, UK, 2003, pp. 388–400.
- [8] 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.
- [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] *Zaklyuchenie na tekhnicheskoe predlozhenie NPO «Molniya» na «Mnogocелеvoj aviacionno-kosmicheskoy sisteme (MAKS)» po teme «Sistemnye issledovaniya i kompleksnoe obosnovanie tekhnicheskogo oblika, harakteristik i oblastej racional'nogo ispol'zovaniya perspektivnyh mnogorazovyh kosmicheskikh transportnyh sistem»* [Conclusion on the technical proposal of the Molniya NGO on the Multipurpose Aerospace System (MAKS) on the topic «Systemic research and comprehensive justification of the technical appearance, characteristics and areas of rational use of promising reusable space transport systems»] / Research «Orel», TsAGI, TsNIImash, 1998. (In Russian)
- [11] Parkinson R. C. Multi-purpose aerospace system. Report in ESA, ESTEC and BNSC, British Aerospace, 1992.
- [12] Kramer P. The Russian/Ukrainian Multi Role Space Transport System. DARA – Diskussionskreis, Transportsystem, Bonn, 1994.
- [13] *Ispol'zovanie nauchno-tekhnicheskogo zadela po OK «Buran» v chasti ocenki effektivnosti primeneniya samoleta-transportirovshchika OK «Buran» dlya sverhtyazhelyh aviacionnyh perevozok i dlya zadach kosmicheskoy transportnoj sistemy* [The use of scientific and technical groundwork for OK «Buran» in terms of assessing the effectiveness of the use of a carrier aircraft of OK «Buran» for super-heavy air transportation and for the tasks of the space transport system] / Research «Efficiency». Scientific and technical report. Russian Academy of Engineering, Moscow, 1999. (In Russian)
- [14] Lozino-Lozinsky G., Skorodelov V., Shkadov L., Plokhikh V. Reasons for decisions made on the MAKS project / 49th International astronautical congress, Melbourne, Australia, 1998.
- [15] Skorodelov V. A., Pchelyakov O. P. *Fundamental'naya nauka otkryvaet put' k promyshlennomu osvoeniyu kosmosa* [Basic science opens the way to industrial space exploration] // Integral, 2009, no. 3, pp. 4–7. (In Russian)

Сведения об авторах

Блинов Виктор Владимирович – ведущий инженер-конструктор, руководитель группы Института физики полупроводников им. А. В. Ржанова СО РАН. Область научных интересов: технология и принципы конструирования сверхвысоковакуумного технологического и аналитического оборудования для молекулярной эпитаксии.

Владимиров Валерий Михайлович – доктор технических наук, доцент, заместитель председателя Президиума Красноярского научного центра СО РАН. Руководитель отдела радиотехники и электроники при Президиуме Красноярского научного центра СО РАН. Место работы: ООО «НПФ Электрон». Область научных интересов: производство радиолокационной, радионавигационной аппаратуры и радиоаппаратуры дистанционного управления, частотно-перестраиваемых фильтров на основе электронного парамагнитного резонанса для станций спутниковой связи.

Кушнарев Николай Аркадьевич – доктор технических наук, генерал-майор, заслуженный военный летчик России, генеральный директор ОАО «Центральный научно-исследовательский институт инфокоммуникационных технологий и проблем безопасности «НИКА». Область научных интересов: инфокоммуникационные технологии, информационная безопасность, фундаментальные и прикладные проблемы развития авиации и космонавтики.

Никифоров Александр Иванович – доктор физико-математических наук, заведующий лабораторией Института физики полупроводников им. А. В. Ржанова СО РАН. Область научных интересов: механизмы эпитаксиального роста полупроводниковых гетеросистем с наноструктурами для применения в приборах микро-, нано- и оптоэлектроники.

Придачин Дмитрий Борисович – ведущий инженер Института физики полупроводников им. А. В. Ржанова СО РАН. Область научных интересов: технология и принципы конструирования сверхвысоковакуумного

технологического и аналитического оборудования для молекулярной эпитаксии, в том числе в космическом пространстве.

Пчеляков Олег Петрович – доктор физико-математических наук, профессор, заведующий отделом Института физики полупроводников им. А. В. Ржанова СО РАН. Лауреат государственной премии. Область научных интересов: физические основы выращивания полупроводниковых наногетероструктур из молекулярных пучков в сверхвысоком вакууме и в условиях космического полета.

Пчеляков Дмитрий Олегович – ведущий инженер-конструктор Института физики полупроводников им. А. В. Ржанова СО РАН. Область научных интересов: технология и принципы конструирования сверхвысоковакуумного технологического и аналитического оборудования для молекулярной эпитаксии в космическом пространстве.

Скороделов Владимир Алексеевич – заместитель главного конструктора НПО «Молния». Принимал участие в разработке орбитального корабля «Буран». Член-корреспондент Академии космонавтики им. К. Э. Циолковского. Область научных интересов: использование факторов орбитального полета в технологических процессах по промышленному производству новых высококачественных материалов и биопрепаратов, производство наногетероэпитаксиальных полупроводниковых структур в условиях космического пространства.

Соколов Леонид Валентинович – кандидат физико-математических наук, ведущий научный сотрудник, руководитель группы Института физики полупроводников им. А. В. Ржанова СО РАН. Область научных интересов: эпитаксия кремния и твердых растворов германий–кремний, разработка и изготовление промышленно-ориентированного оборудования для молекулярно-лучевой эпитаксии.

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

Подписанный лицензионный договор и акт, а также оригиналы акта экспертного заключения и заключения 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 (населенный пункт), область (край), страна. Шрифт Times New Roman, 14 кегль, по центру, полуторный интервал.
- ◀ Аннотация к статье. Объем аннотации: 150–180 слов.
- ◀ Ключевые слова (4–7 слов или словосочетаний).
- ◀ Пристатейный список литературы, оформленный в соответствии с ГОСТ Р 7.05-2008. Рекомендуется использование не менее 15 (минимум 10) источников не старше 15 лет.
- ◀ Следом необходимо привести заголовок, ФИО автора(ов), организацию, аннотацию, ключевые слова и список литературы 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).

Требования к представляемому тексту, иллюстрациям и приставному списку литературы:

- ◀ Объем статьи, включая иллюстрации и список литературы, 10–20 страниц формата А4 (210 × 297 мм).
- ◀ Поля – 2,5 см.
- ◀ Шрифт Times New Roman, 14 кегль, полуторный интервал, красная строка 1,27 см.
- ◀ Заголовок и аннотация статьи не должны содержать нерасшифрованных сокращений (аббревиатур) и ссылок на литературу.
- ◀ При использовании в тексте сокращенных названий необходимо давать их расшифровку, следует ограничиваться общепринятыми сокращениями и избегать новых без достаточных на то оснований.
- ◀ Для использования переносов в словах необходимо пользоваться командой «автоматическая расстановка переносов». Для форматирования текста не использовать пробелы (нигде в тексте не должно быть рядом стоящих двух пробелов).
- ◀ Для набора сложных математических формул и выражений используется MathType. Размер шрифта в формулах установить по умолчанию (12).
- ◀ Допускаются рисунки и таблицы без заголовков, подписей и слов «Таблица» и «Рис.» в случае одной таблицы/рисунка. Если имеется несколько рисунков или таблиц, используются слова «Таблица» или «Рис.» с указанием номера таблицы или рисунка. Не рекомендуется загромождать рисунок ненужными деталями: надписи должны быть вынесены в подпись к рисунку, а на рисунке заменены цифрами или буквами. Желательно не перегружать текст графическим материалом. Размер шрифта в таблицах 12 кегль. Межстрочный интервал – одинарный. Схемы, рисунки и другие графические элементы должны быть представлены дополнительно отдельным файлом в графическом формате.
- ◀ В тексте ссылки на цитируемую литературу даются в квадратных скобках в конце предложения перед точкой (например: [1], [1; 2] или [1–3] и т. д.). Список литературы следует оформлять в порядке ссылок на него по тексту, в списке должны быть только те источники, на которые есть ссылки в тексте. Ссылки на неопубликованные работы не допускаются. Для книг: фамилия и инициалы автора, полное название книги, место издания, издательство, год, том или выпуск, общее количество страниц. Для периодических изданий: фамилия и инициалы автора, название статьи, название журнала, год издания, том, номер, первая и последняя страницы статьи. Список литературы нумеруется арабскими цифрами без использования автоматической нумерации.



**Приглашаем студентов,
аспирантов и молодых учёных
в возрасте до 27 лет
к участию в конференции
«Гагаринские чтения»**



Направления конференции:

Авиационные системы

Авиационные, ракетные двигатели и энергетические установки

Системы управления, информатика и электроэнергетика

Информационно-телекоммуникационные технологии
авиационных, ракетных и космических систем

Экономика и менеджмент предприятий
аэрокосмического комплекса

Ракетные и космические системы

Робототехника, интеллектуальные системы
и авиационное вооружение

Математические методы в аэрокосмической науке и технике

Новые материалы и производственные технологии в области
авиационной и ракетно-космической техники

Участие в конференции бесплатное.

Конференция проводится
ежегодно в апреле.

Официальный сайт: gagarin.mai.ru





9 МАИ – СОЗДАЁМ БУДУЩЕЕ ВМЕСТЕ!

Программы дополнительного профессионального образования от ведущих центров компетенций МАИ помогают реализовать цифровую, технологическую и бизнес-трансформацию для высокотехнологичных предприятий в аэрокосмической и других отраслях.



@MAIuniversity
www.mai.ru