



ИСКУССТВЕННЫЕ СПУТНИКИ
ЗЕМЛИ ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ
СОЛНЦА, МАГНИТОСФЕРЫ ЗЕМЛИ
И СОЛНЕЧНО-ЗЕМНЫХ СВЯЗЕЙ.

50 ЛЕТ ЗАПУСКУ ПЕРВОГО КА

СЕРИИ **ПРОГНОЗ**.

С 1972 ПО 1996 ГОДЫ ЗАПУЩЕНО

12 СПУТНИКОВ СЕРИИ **ПРОГНОЗ**,

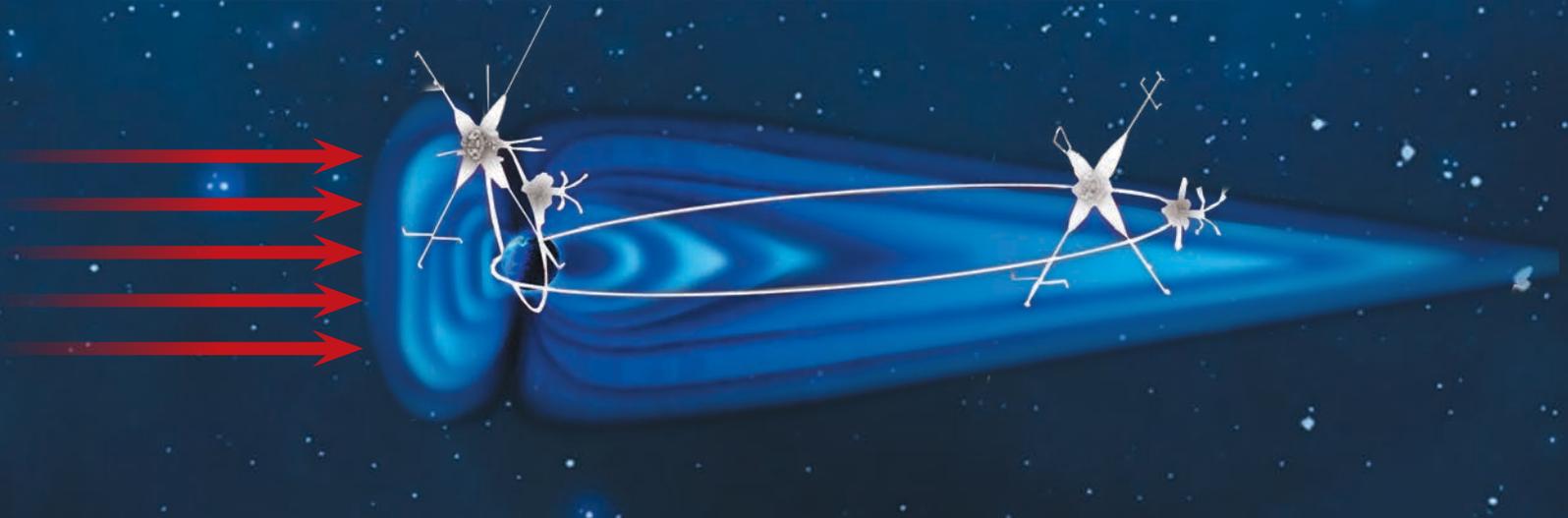
В ТОМ ЧИСЛЕ **ИНТЕРБОЛ-1, -2**.

РЕАЛИЗОВАНЫ

МЕЖДУНАРОДНЫЕ ПРОЕКТЫ:

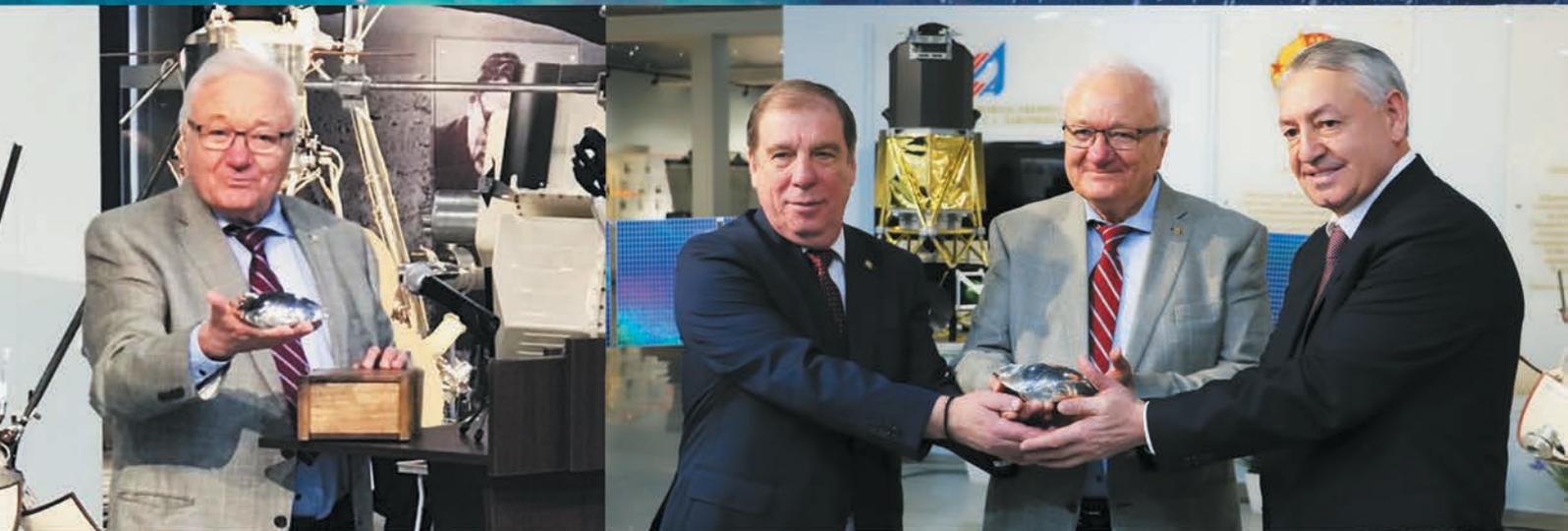
РЕЛИКТ, ИНТЕРШОК,

ИНТЕРБОЛ.





**ВРУЧЕНИЕ НПОЛ
В ДЕНЬ 85-ЛЕТИЯ
ОБРАЗОВАНИЯ ПРЕДПРИЯТИЯ
МЕЖДУНАРОДНОЙ ПРЕМИИ
В ОБЛАСТИ АСТРОФИЗИКИ
ИМЕНИ МАРСЕЛЯ ГРОССМАНА
ЗА НАУЧНЫЕ ОТКРЫТИЯ,
ПОЛУЧЕННЫЕ С ПОМОЩЬЮ
КОСМИЧЕСКОЙ ОБСЕРВАТОРИИ
СПЕКТР-РГ**



Эта международная премия присуждена акционерному обществу «НАУЧНО-ПРОИЗВОДСТВЕННОЕ ОБЪЕДИНЕНИЕ имени С.А. ЛАВОЧКИНА», ИНСТИТУТУ КОСМИЧЕСКИХ ИССЛЕДОВАНИЙ РОССИЙСКОЙ АКАДЕМИИ НАУК, ИНСТИТУТУ ВНЕЗЕМНОЙ ФИЗИКИ ОБЩЕСТВА МАКСА ПЛАНКА (Германия) за КОСМИЧЕСКУЮ АСТРОФИЗИЧЕСКУЮ ОБСЕРВАТОРИЮ СПЕКТР-РГ.

Она обеспечила получение уникальных достижений в изучении чёрных дыр и очень точную карту в X-диапазоне, которые ещё долго не смогут превзойти.

с о д е р ж а н и е

Занин К.А., Москатиньев И.В.
Перспективы развития космических систем оптико-электронного наблюдения с учётом совершенствования полупроводниковых приёмников изображения3

Аверкиев Н.Ф., Ключников В.Ю., Кульвиц А.В.
Прикладные аспекты коррекции кластера малых космических аппаратов11

Соболев И.А.
Проект ракеты-носителя сверхлёгкого класса МГТУ им. Н.Э. Баумана19

Шевченко С.Н.
Метод обоснования оптимальных объёмов экспериментальной отработки космических аппаратов с учётом размеров группировки, планируемой к развёртыванию в космическом пространстве28

Захаренко Д.В.
Способы выполнения требований планетарной защиты на этапах сборки и испытаний КА с марсианским десантным модулем31

Иванов Н.Н., Шадрин Ю.А.
Теплоизоляционный аэрогель в изделиях космической техники и его возможности в создании новых уникальных технологий и материалов37

Зимин В.Н., Крылов А.В., Кувыркин Г.Н., Шахвердов А.О.
К вопросу создания безударного привода раскрытия трансформируемых крупногабаритных космических конструкций47

Горшков Л.К., Софьин А.П., Федорова Л.А., Уханов И.Г.
К вопросу о разработке и создании устройств с амебодными движителями52

Кищук П.С.
Влияние углеродных нанотрубок на свойства эмалей57

Кудрявцев С.В., Розовенко В.М.
К вопросу оценки технического уровня и качества изделий космической техники на основе модели нечёткой системы61

журнал является рецензируемым изданием

- журнал включён в базу данных «Российский индекс научного цитирования» (РИНЦ), размещаемую на платформе НАУЧНОЙ ЭЛЕКТРОННОЙ БИБЛИОТЕКИ на сайте <http://www.elibrary.ru>
 - журнал включён в перечень российских рецензируемых научных журналов ВАК по группе научных специальностей 2.5. Машиностроение
 - мнение редакции не всегда совпадает с точкой зрения авторов статей
 - редакция не несёт ответственность за содержание рекламы
 - рукописи не возвращаются
 - при перепечатке материалов ссылка на «ВЕСТНИК «НПО ИМЕНИ С.А. ЛАВОЧКИНА» обязательна
 - плата с аспирантов и адъюнктов за публикацию статей не взимается
 - статьи журнала и требования к оформлению представленных авторами рукописей приведены на сайте журнала <http://www.vestnik.laspacespace.ru>
 - подписной индекс 37156 в каталоге «Периодические издания. Газеты и журналы» ООО ГК «УРАЛ-ПРЕСС»
- © АО «НПО ЛАВОЧКИНА» © авторы статей

ежеквартальный научно-технический журнал издаётся с 2009 года

адрес редакции: 141402 Московская обл., г. Химки, ул. Ленинградская, д. 24
телефоны: (495) 575 55 63, (495) 575 54 69
факс: (495) 572 00 68
адрес электронной почты: VESTNIK@LSPACE.RU
адрес в Интернете: <http://WWW.VESTNIK.LSPACE.RU>

главный редактор –
к.э.н. **Х.Ж. Карчаев**
заместитель главного редактора –
д.т.н., профессор **В.В. Ефанов**
редакционная коллегия
чл. СХ СССР, России **В.М. Давыдов**
д.т.н. **К.А. Занин**
к.т.н. **А.А. Мошнеев**
д.т.н. **А.Е. Назаров**
д.т.н., профессор **С.Н. Шевченко**
к.т.н. **А.Е. Ширшаков**

редакционный совет

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

журнал является рецензируемым изданием

у ч р е д и т е л ь

АО «НПО ЛАВОЧКИНА»

журнал зарегистрирован
в Федеральной
службе по надзору в сфере связи
и массовых коммуникаций.
адрес учредителя и издателя
совпадает с адресом редакции.
свидетельство ПИ № ФС 77-72311
от 01 февраля 2018 г.

ISSN 2075-6941



chief editor –

c.sc. (ec.) **Kh.Zh. Karchayev**

deputy chief editor –

d.eng., professor **V.V. Efanov**

editorial board

member of

UA USSR, URA **V.M. Davydov**

d.eng. **K.A. Zanin**

c.sc. (eng.) **A.A. Moisheev**

d.eng. **A.E. Nazarov**

d.eng., professor **S.N. Shevchenko**

c.sc. (eng.) **A.E. Shirshakov**

editorial council

chairman –

c.sc. (eng.) **V.A. Kolmykov**

academician RAN **O.M. Alifanov**

doctor of physical and mathematical sciences, professor **V.V. Asmus**

d.eng., professor **B.I. Glazov**

academician RAN **L.M. Zelenyi**

corresponding member ANRT

c.sc. (eng.) **H.I. Ibadinov**

d.eng., professor **E.N. Kuzin**

academician RAN **A.A. Lyubomudrov**

d.eng., professor **M.Y. Marov**

academician NASB **Y.A. Matveev**

academician RAN **O.G. Penyazkov**

d.eng. **G.A. Popov**

d.eng., professor **V.S. Finchenko**

d.eng., professor **V.V. Khartov**

d.eng., professor **E.N. Khokhlachev**

corresponding member RAN

B.M. Shustov

the journal is a reviewed publication

founder

«LAVOCHKIN ASSOCIATION, JSC»

the journal is registered in Federal Service for telecommunications and mass media oversight. address of the founder and the publisher is the same as of the editorial office. certificate ПИ № ФС 77-72311 dated February 01, 2018

table of contents

Zanin K.A., Moskatniev I.V.

Prospects for the development of space-based optical-electronic surveillance systems, taking into account the improvement of semiconductor image receivers3

Averkiev N.F., Klyushnikov V.Y., Kulvits A.V.

Applied aspects of cluster correction of small spacecraft11

Sobolev I.A.

Project of an ultralight-class launch vehicle of Bauman Moscow State Technical University19

Shevchenko S.N.

Rationale for the optimal scope of a Spacecraft development test considering the scope of SC constellation intended for deployment in outer Space28

Zakharenko D.V.

Methods of planetary protection requirements fulfillment at the stages of assembly and testing of the SC with Martian landing module31

Ivanov N.N., Shadrina Yu.A.

Thermal application of aerogel in space engineering items and its capabilities in creating of new unique technologies and materials37

Zimin V.N., Krylov A.V.,

Kuvyrkin G.N., Shakhverdov A.O.

Actuator for opening of transformable large-sized space structures47

Gorshkov L.K., Sofin A.P.,

Fedorova L.A., Ukhanov I.G.

On issue of development and creation of devices with amoeboid thrusters52

Kishchuk P.S.

The influence of carbon nanotubes on enamel properties57

Kudryavtsev S.V., Rozovenko V.M.

On the issue of assessing the technical level and the quality of space technology products based on the fuzzy system model61

the journal is a reviewed publication

- the journal is included into data base «Russian Index of Scientific Citation» (RISC) located at ELECTRONIC SCIENTIFIC LIBRARY, internet link <http://www.elibrary.ru>
 - the journal is in the list of editions, authorized by the SUPREME CERTIFICATION COMMITTEE OF THE RUSSIAN FEDERATION, in the group of the scientific categories 2.5. Mechanical engineering
 - the opinion of editorial staff not always coincide with authors' viewpoint
 - editorial staff is not responsible for the content of any advertisements
 - manuscripts are not returned
 - no part of this publication may be reprinted without reference to Space journal of «VESTNIK «NPO IMENI S.A. LAVOCHKINA»
 - post-graduates and adjuncts have not to pay for the publication of articles
 - magazine articles and features required of author manuscript design are available at Internet Site <http://www.vestnik.laspace.ru>
 - subscription index 37156 in catalogue «Periodicheskie Izdaniya. Gazeti i Jurnalii» 000 GK «URAL-PRESS»
- © «LAVOCHKIN ASSOCIATION, JSC» © article writers

scientific and technical quarterly journal published since 2009

editorial office address: 141402 Moscow region, Khimki, Leningradskaya str., 24
 phone: (495) 575 55 63, (495) 575 54 69
 fax: (495) 572 00 68
 e-mail: VESTNIK@LASPACE.RU
 internet: <http://WWW.VESTNIK.LASPACE.RU>

ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ КОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМ ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННОГО НАБЛЮДЕНИЯ С УЧЁТОМ СОВЕРШЕНСТВОВАНИЯ ПОЛУПРОВОДНИКОВЫХ ПРИЁМНИКОВ ИЗОБРАЖЕНИЯ



К.А. Занин¹,
доктор технических наук,
rs4a@laspace.ru;
K.A. Zanin

Рассмотрены основные технические характеристики современных цифровых приёмников изображения и их влияние на проектные параметры и показатели качества космических систем оптико-электронного наблюдения.

Ключевые слова: размер пикселя; прибор с зарядовой связью; квантовая эффективность; линейное разрешение на местности.

DOI: 10.26162/LS.2022.57.3.001

ВВЕДЕНИЕ

Информация, формируемая современными космическими системами оптико-электронного наблюдения (КС ОЭН) представляет собой двухмерное цифровое изображение. Элементом пространственного разложения является пиксель.

Для каждого пикселя в оптико-электронном приёмнике (ОЭП) изображения формируется цифровой код, характеризующий интенсивность сигнала электромагнитной волны в определённом спектральном диапазоне. Точка пространства, где расположен чувствительный элемент – пиксель, привязывается к системе координат ОЭП, что позволяет привязать изображение к геодезической или иной системе координат.

¹ АО «НПО Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.

PROSPECTS FOR THE DEVELOPMENT OF SPACE-BASED OPTICAL-ELECTRONIC SURVEILLANCE SYSTEMS, TAKING INTO ACCOUNT THE IMPROVEMENT OF SEMICONDUCTOR IMAGE RECEIVERS



И.В. Москати́ньев¹,
MoskatinevIV@laspace.ru;
I.V. Moskatinev

The main technical characteristics of modern digital image receivers and their influence on the design parameters and quality indicators of space optical-electronic surveillance systems are considered.

Key words: pixel size; charge-coupled device; quantum efficiency; linear ground resolution.

Формирование изображения на ОЭП производится оптической системой (ОС). Диаметр ОС определяется исходя из требований к пространственной разрешающей способности. Фокусное расстояние, поле зрения и другие проектные параметры ОС зависят от совершенства приёмника изображения (*Хартов В.В. и др., 2011*). В целом проектные параметры ОЭК и ОЭП (*Ефанов В.В. и др., 2017*) влияют на требования к точности угловой стабилизации и прецизионности конструкции космического аппарата (КА).

В результате основным консервативным элементом, определяющим проектные параметры ОЭК и КА, является приёмник изображения (*Занин К.А. и др., 2009*).

Lavochkin Association, JSC, Russia, Moscow region, Khimki.

Первые цифровые приёмники изображения на основе приборов с зарядовой связью (ПЗС) были созданы в 1969 году в фирме Bell для целей видеотелефонии. Характеристики современных приёмников существенно улучшились. Совершенствование полупроводниковых технологий позволило уменьшить размер пикселя, увеличить чувствительность и скорость считывания.

В работе рассматривается влияние основных параметров приёмника изображения на проектный облик ОЭК и показатели качества КС ОЭН (Макаров В.П. и др., 2021).

1. Основные направления развития полупроводниковых приёмников изображения

В настоящее время существуют две основные конкурирующие технологии полупроводниковых приёмников изображения: ПЗС и КМОП (комплементарная структура металл-окисел – полупроводник) матрицы. Основным отличием КМОП от ПЗС является непосредственное считывание сигнала каждой ячейки, минуя стадию аналогового переноса заряда по строкам и столбцам. Для этого на кристалле размещаются основные схемы усиления, управления и считывания, включая аналого-цифровые преобразователи (АЦП) и высокоскоростной цифровой интерфейс передачи данных. Следует отметить, что КМОП матрицы достигли за рубежом наибольшего уровня совершенства. Развитие ПЗС матриц также продолжается.

Обычно главным показателем совершенства считается размер пикселя (pixel size). Однако, кроме него, важными показателями являются квантовая эффективность (quantum efficiency) и ёмкость пикселя в электронах (full well capacity).

Квантовая эффективность характеризует коэффициент преобразования электромагнитных волн в электрический заряд, который удобно определять количеством электронов. Шумы считывания у современных приёмников малы, поэтому чувствительность в первую очередь определяется квантовым выходом. Величина отношения сигнала к шуму в изображении зависит от количества накопленных в пикселе электронов. Предельное количество электронов ограничивается технологической ёмкостью пикселя.

Теоретически предельное пространственное разрешение ограничивается диаметром и качеством ОС. Перечисленные выше параметры приёмника изображения определяют возможность реализовать это разрешение в условиях наблюдения из космоса.

Размер пикселя современных ПЗС и КМОП матриц, устанавливаемых в бытовые приборы, достигает 0,7–1,0 мкм. Он характеризует частоту пространственной дискретизации изображения в фокальной плоскости ОС.

Максимальное количество электронов, накопленных в пикселе ПЗС матрицы, в среднем определяется выражением:

$$Q_{\max} = q_{\text{эл}} \delta^2,$$

где $q_{\text{эл}}$ – среднее количество электронов на квадратный микрометр; δ – размер пикселя, мкм.

Среднее количество электронов на квадратный микрометр находится в диапазоне 1000...2000 е/мкм² для ПЗС матриц с фронтальной засветкой и 2500...3500 е/мкм² – для ПЗС с обратной засветкой.

Для КМОП матриц максимальное количество электронов зависит от типа их топологии и не всегда пропорционально площади пикселя (рисунок 1). Для КМОП матриц с крупным размером пикселя обычно применяются светочувствительные диоды, изготовленные по аналогичной с ПЗС технологии диффузии примесей внутри подложки (fusion diode). Миниатюризация размеров пикселя КМОП достигается применением прикреплённых на подложку диодов (pinned diode), что сказывается на их ёмкости.

Поэтому КМОП матрицы в 1,5–2 раза уступают ПЗС по величине ёмкости пикселя. В перспективных КМОП матрицах предлагается использовать дополнительный накопительный конденсатор, что позволяет преодолеть технологические ограничения по максимальной ёмкости пикселя (см. рисунок 1).

Квантовая эффективность КМОП и ПЗС матриц с обратной засветкой примерно одинакова и достигает 95%. Типовая зависимость квантовой эффективности от длины волны приводится на рисунке 2.

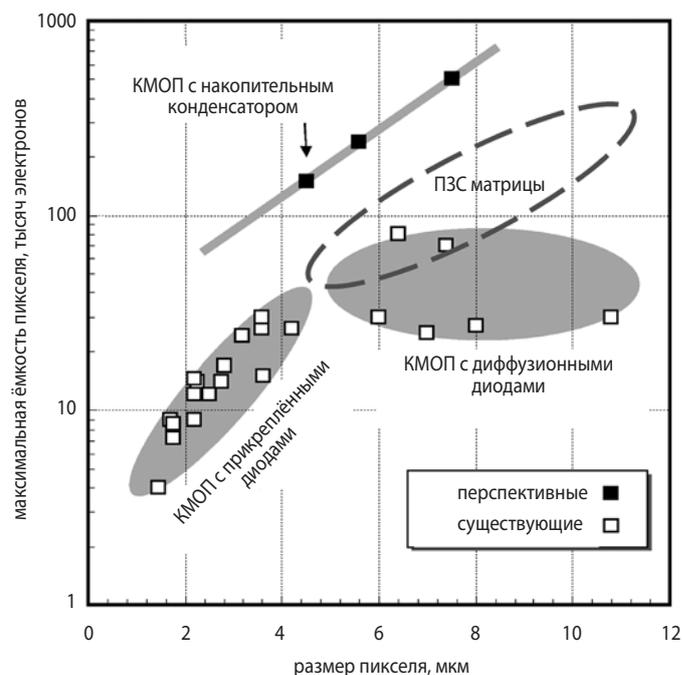
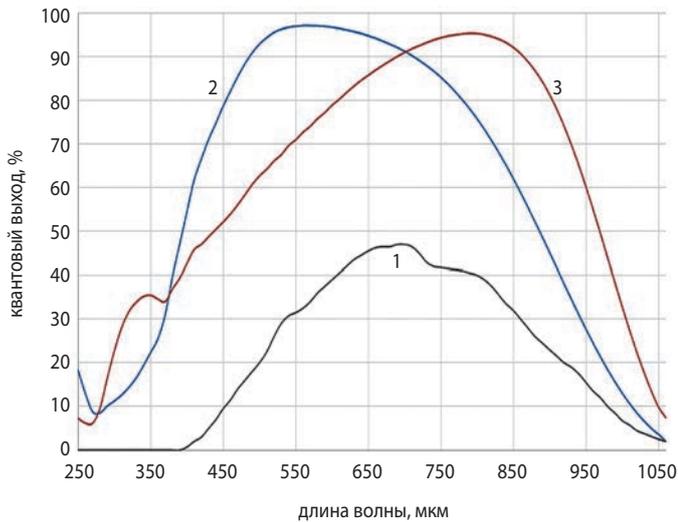


рисунок 1. Зависимость ёмкости пикселя от его размера для ПЗС и КМОП матриц



- 1 – матрицы с прямой засветкой;
 2 – матрицы с обратной засветкой;
 3 – матрицы с обратной засветкой с улучшенной красной чувствительностью.

рисунк 2. Типовая зависимость квантового выхода от длины волны для различных типов ПЗС и КМОП матриц

Проведённый анализ показал, что основным направлением совершенствования современных приёмников изображения является миниатюризация размеров пикселя. Одновременное развитие двух технологий обусловлена тем, что ПЗС в настоящее время превосходят КМОП по ёмкости пикселя и ряду других параметров.

Достигнутые характеристики позволяют улучшить ряд проектных параметров оптико-электронного комплекса и показателей качества КС ОЭН.

2. Особенности применения цифровых приёмников изображения в космических оптико-электронных системах наблюдения

Для применения в составе КС ОЭН пригодны не все типы современных матричных приёмников изображения. По сравнению с авиационными системами путевая скорость движения КА относительно Земли намного больше, поэтому основным отличием КС ОЭН является высокая скорость бега изображения в фокальной плоскости. Получение изображения высокого качества возможно только при накоплении требуемого по величине сигнала.

В большинстве современных КС ОЭН (Бакланов А.И. и др., 2016; Гравченко Ю.А., Козлов В.В., Кукушкин И.О., 2021) применяются твердотельные приёмники изображения с временной задержкой и накоплением сигнала (ВЗН). Применение режима ВЗН позволяет увеличить интервал времени экспонирования пикселя за счёт электронного перемещения накопленного заряда синхронно с бегом изображения. Максимальное накопление ограничено количеством шагов накопления, реализованных на кристалле ВЗН.

Основные характеристики современных оптико-электронных комплексов (Занин К.А. и др., 2019) приводятся в таблице 1. Практически все современные КС ОЭН оснащаются матрицами с обратной засветкой с квантовым выходом до 70–80% в панхроматическом диапазоне 0,5–0,7 мкм. Типовой размер пикселя равен 8–13 мкм. Максимальная скорость бега изображения в фокальной плоскости достигает 200 мм/с.

таблица 1 – Основные характеристики зарубежных оптико-электронных комплексов КА ДЗЗ

наименование параметра	IKONOS	Geo Eye-1, WorldView 2-4	Pleiades	CSO
диаметр объектива, м	0,7	1,1	0,65	1,3
фокусное расстояние, м	10	13,3	13	26
размер пикселя, панхром, мкм	12	8,0	13,0	13,0
размер пикселя, мультиспектр, мкм	48	32	52	-
относительное фокусное расстояние	14,3	12	20	20
отношение размера пикселя к диаметру кружка рассеивания	1,2	1,0	1,0	1,0
отношение сигнал – шум	не менее 200			
тип приёмника	ПЗС ВЗН с фронтальной засветкой	ПЗС ВЗН с обратной засветкой		
количество шагов накопления	32	64	64	64
разработчик, наименование	Kodak	Kodak	Teledyne e2v, CCD98	Teledyne e2v
средняя квантовая эффективность	~0,20	~0,80		
скорость формирования изображения линий/с	6500	24000	14000	14000
максимальная скорость бега изображения, мм/с	78	192	182	182

Характеристики ПЗС и КМОП ВЗН приводятся в таблице 2. Для КС ОЭН за рубежом созданы приёмники с пикселем до 5 мкм и скоростью считывания до 60 000 линий/с. Максимальное количество шагов накопления увеличено до 256.

Реализация режима ВЗН осуществляется двумя основными способами. В кристалле Teledyne e2v CIS 125 применяется комбинация ПЗС и КМОП технологий. Основная схема содержит традиционные аналоговые 4-фазные регистры ПЗС. Кристалл разделён на секции, каждая из которых оснащена усилителями и аналого-цифровыми преобразователями по КМОП технологии. Микросхема имеет встроенные аналого-цифровые преобразователи и быстродействующий цифровой интерфейс.

Матрица Gigapixel GLT 5009 BSI построена на КМОП технологии, режим ВЗН осуществлён цифровым способом. Сигнал каждого пикселя считывается индивидуально, оцифровывается и складывается в цифровом представлении на кристалле. Очевидным недостатком GLT 5009 BSI является значительно меньшая ёмкость пикселя в 16000 электронов по сравнению с 30000 в E2V CIS 125.

Таким образом, основным преимуществом новых матриц КМОП с ВЗН является возможность увеличения скорости бега изображения в фокальной плоскости от 200 мм/с до 400 мм/с. Однако в этом случае существенно уменьшаются ёмкость пикселя и динамический диапазон изображения.

3. Математическая модель информационного тракта оптико-электронного комплекса

Рассмотрим математическую модель, определяющую взаимосвязь основных параметров приёмника изображения и ОЭК. Предельная разрешающая способность на местности ограничивается дифракцией и определяется диаметром апертуры оптической системы:

$$L_p \geq k_t \lambda D_{oc}^{-1} R_n,$$

где λ – средняя длина волны; D_{oc} – диаметр оптической системы; R_n – дальность до наблюдаемого объекта; k_t – коэффициент потерь.

Для достижения требуемого пространственного разрешения необходимо обеспечить заданный диаметр ОС и уменьшить коэффициент технологических потерь.

Коэффициент технологических потерь обычно лежит в диапазоне от 1,5 до 2 и учитывает потери контраста в информационном тракте ОЭК. Для его определения необходимо рассмотреть связь разрешающей способности с функцией передачи модуляции ОЭК и энергетическими характеристиками сигнала.

Оптическая система формирует в фокальной плоскости изображение с максимальной пространственной частотой:

$$\nu_{oc} = (\lambda N)^{-1},$$

где $N = F_{oc}/D_{oc}$ – относительное фокусное расстояние; F_{oc} – фокусное расстояние ОС.

таблица 2 – Параметры матриц ПЗС и КМОП с ВЗН (<https://www.teledyne.com/products>)

разработчик	Teledyne e2v Великобритания		Gigapixel KHP
модель	CCD98-50	CIS 125	GLT 5009 BSI
тип приёмника: с обратной засветкой			
режим ВЗН	аналоговый+усилители на кристалле	аналоговый+усилители и АЦП на кристалле	цифровой
количество элементов в строке	6000	до 24000	9072
количество шагов накопления	128	256	256
бининг	–	1×2 по вертикали	1×2 по вертикали
размер пикселя, мкм	13,0	5,0	5,0
ёмкость пикселя, электронов	150000	30000	16000
количество спектральных каналов на кристалле	1	4	2
квантовая эффективность в диапазоне 0,5–0,8 мкм	70–90% (с обратной засветкой)		
шум считывания, электронов	15	15	8
скорость считывания линий, кГц	–	300	600
максимальная скорость считывания, строк в секунду	30000	30000	60000
скорость считывания пикселей, кГц	–	300	600
разрядность встроенного аналого-цифрового преобразователя	12	12	12
скорость передачи данных	–	28,8 Гбит/с	72,6 Гбит/с

В свою очередь, предельная пространственная частота ОЭП определяется размером пикселя:

$$v_{\delta} = \delta^{-1}.$$

Для полной дискретизации изображения формируемого ОС пикселем заданного размера необходимо обеспечить заданный линейный масштаб:

$$v_{\delta} \geq v_{oc}.$$

Требуемое относительное фокусное расстояние ОС определяется выражением:

$$N = k_{\delta} \delta \lambda^{-1},$$

где k_{δ} – отношение размера пикселя к диаметру кружка рассеивания, или коэффициент согласования размера пикселя.

В большинстве современных оптических систем обеспечивается отношение радиуса кружка рассеивания к размеру пикселя $k_{\delta} = 1$ (таблица 1). Миниатюризация пикселя до размеров в единицы микрон позволяет обеспечить дискретизацию с $k_{\delta} > 2$, однако при этом возникают другие ограничения, которые необходимо учитывать.

В ряде работ предлагается применять коэффициент согласования $k_{\delta} = 0,5$, однако при этом разрешаемая пространственная частота падает и разрешение ОС используется нерационально. Такой случай применим для систем, где более важным является показатель радиометрического, а не пространственного разрешения, например инфракрасных сканеров.

В первую очередь, разрешающая способность ограничивается функцией передачи модуляции (ФПМ) информационного тракта. Рассмотрим определение коэффициента потерь с учётом ФПМ информационного тракта.

Пространственное разрешение определяется расстоянием, на котором возможно раздельное наблюдение двух объектов на фоне местности с заданными коэффициентами отражения и освещённостью. Оно зависит от контраста объекта, качества ОЭК и от отношения сигнала к шуму накопленном в пикселе изображения. Для протяжённых объектов величина заданной вероятности обнаружения P принимают равной 0,8. Отношение сигнал – шум $\psi_{тр}$ должно быть не менее 4.

Для определения линейного разрешения необходимо решить частотно-энергетическое уравнение вида (1):

$$4/\pi T_{ок}(v) = K_p(v), \quad (1)$$

где v – нормированная пространственная частота, отнесённая к максимальной пропускаемой ОС; $T_{ок}(v)$ – функция передачи модуляции ОЭК; $K_p(v)$ – распознаваемый контраст (пороговая характеристика).

Расознаваемый контраст зависит от отношения сигнал – шум и пространственной частоты:

$$K_p(v) = v \psi_{тр} \psi_{сш}^{-1},$$

$\psi_{тр}$ – требуемое превышение сигнала над шумом;

$\psi_{сш}$ – отношение сигнал – шум от перепада сигнала.

Отношение сигнал – шум от перепада сигнала определяется через контраст объекта и величину среднего сигнала:

$$\psi_{сш} = K_{об} \psi_{п},$$

где $\psi_{п}$ – отношение сигнал – шум для среднего значения сигнала в изображении; $K_{об}$ – контраст наблюдаемого объекта.

Суть решения уравнения (1) состоит в том, чтобы при накопленном в приёмнике $\psi_{сш}$ найти пространственную частоту v_p , на которой отношение сигнал – шум падает до фиксированного $\psi_{тр}$, обеспечивающего заданную вероятность распознавания миры.

Коэффициент технологических потерь, определяющий линейное разрешение, будет определяться нормированной разрешаемой частотой:

$$k_1 = v_p^{-1}.$$

В первом приближении влияние атмосферы на качество наблюдения можно не учитывать. Функция передачи модуляции ОЭК без учёта влияния атмосферы определяется произведением следующих основных составляющих информационного тракта:

$$T_{ок}(v) = T_{oc}(v) T_{аб}(v) T_{п}(v) T_{дф}(v) T_{см}(v),$$

где $T_{oc}(v)$ – ФПМ оптической системы;

$T_{аб}(v) = 1 - (2\pi W_s)^2 (1 - 4(v - 0,5)^2)$ – ФПМ остаточных аберраций;

W_s – среднеквадратичная ошибка волнового фронта (длин волн);

$T_{п}(v) = \text{sinc}(v\delta)$ – ФПМ оптико-электронного преобразователя;

$T_{дф}(v) = 4J_1^2(\pi v d N^{-1}) / (\pi v d N^{-1})^2$ – ФПМ остаточной расфокусировки;

J_1 – функция Бесселя первого рода;

d – линейная расфокусировка;

$T_{см}(v) = \text{sinc}(vs)$ – ФПМ смаза изображения за время экспонирования;

s – линейный смаз изображения.

Выражение T_{oc} для ФПМ идеальной оптической системы с центральным экранированием приводится в (Маршалль А. Франсон М., 1964), аберрации ОС обусловлены качеством её изготовления, сборки и юстировки. Кроме того, в результате особенностей выбранной схемы аберрации возрастают на краю поля зрения ОС. В дальнейшем проведём оценку качества в центре поля зрения ОС.

Среднеквадратичная ошибка волнового фронта обусловлена случайными отклонениями фигуры поверхности зеркала от заданной. При изготовлении современных крупногабаритных зеркальных ОС после отражения на всех поверхностях достигается $W_s < \lambda/10$.

Система терморегулирования должна обеспечивать заданный остаточный градиент температур в зоне размещения элементов ОС. Деформация оптических элементов вызывает расфокусировку изображения, которая компенсируется механическим приводом,

таблица 3 – Оценка габаритов оптической системы и требований к точности фокусировки

размер пикселя, мкм	оценка отношения сигнал – шум	относительное фокусное расстояние	допустимая ошибка фокусировки, мкм	относительная длина ОС без внешней бленды
13,0	410	20,0	130	5,0
10,0	320	15,4	80	3,8
8,0	250	12,3	50	3,0
5,0	160	7,7	20	2,0

на который устанавливаются вторичное зеркало или другие подвижные элементы ОС и ОЭП.

Остаточная линейная расфокусировка ОС обычно ограничивается величиной:

$d < 0,5\lambda N^2$ – расфокусировка волнового фронта не более чем $\lambda/4$;

$d < 0,25\lambda N^2$ – расфокусировка волнового фронта не более чем $\lambda/8$.

Кроме перечисленных факторов, в ОЭК действуют систематический и случайный смаз изображения (Макриденко Л.А. и др., 2017). Систематический смаз обусловлен в основном геометрией наблюдения и изменением масштаба изображения в процессе съёмки, случайный смаз вызывают ошибки угловой стабилизации КА и вибраций ОЭП. Вибрации конструкции КА и ОС возникают в результате работы исполнительных органов КА при отработке программы углового движения во время съёмки.

Допустимая величина случайного смаза обычно ограничивается одной третью размера пикселя: $s < \delta/3$.

4. Анализ влияния размера пикселя на пространственную разрешающую способность

Успехи технологий по миниатюризации пикселей приёмников изображения позволяют реализовать два основных направления совершенствования ОЭК:

1. Сохранить отношение диаметра кружка рассеивания к размеру пикселя $k_\delta = 1$ при одновременном уменьшении размера пикселя.

2. Увеличить частоту дискретизации изображения, применив коэффициент согласования $k_\delta \geq 2$, сохраняя относительное фокусное расстояние существующей ОС.

В первом случае теоретически возможно уменьшить габариты ОЭК за счёт уменьшения фокусного расстояния ОС в два раза, пропорционально уменьшению размера пикселя. Диаметр ОС при этом не изменится, так как он определяется требованиями по разрешающей способности.

Длину ОС на основе зеркального телескопа без бленды можно определить приближенным выражением (Михельсон Н.Н., 1976):

$$L_{oc} \approx qND_{oc},$$

где q – отношение расстояния от вторичного зеркала до фокальной плоскости. Для современных ОС

со светосильными главными зеркалами $q \approx 0,25$ (Теребиж В.Ю., 2005).

Для схемы типа Ричи – Кретьена понадобится внешняя бленда длиной 1,5–2 диаметра или внутренняя бленда (снижающая качество изображения).

В таблице 3 приводятся оценки максимального отношения сигнал – шум, габаритов ОС и требования к точности фокусировки. Оценки показывают, что с возрастанием светосилы ОС требования к точности фокусировки существенно возрастают.

Уменьшение размера пикселя до 5,0 мкм требует относительного фокусного расстояния ОС около 8. Длина ОС может быть сокращена в 2,5 раза.

Создание такой ОС на основе схемы Ричи – Кретьена или Корша (Costes V. et al., 2012) теоретически возможно, однако требует освоения производства и контроля зеркал с большой степенью асферизации. Существенно возрастают и требования к точности сборки и юстировки ОС. Точность фокусировки должна быть не хуже 20 мкм.

Для размеров пикселя менее 5 мкм необходимо переходить на ОС других типов, например внеосевой триплет Кука, который позволяет реализовать относительное фокусное расстояние 5.

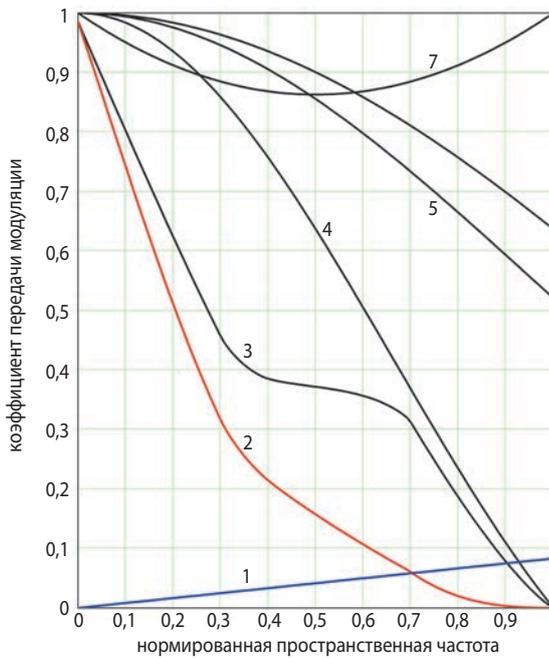
Большинство предложений основывается на втором варианте – увеличении степени дискретизации изображения формируемого ОС с существующим относительным фокусным расстоянием, освоенным в производстве.

Рассмотрим более подробно, насколько улучшится разрешающая способность ОЭК в этом случае. Одновременно необходимо рассмотреть вопрос о допустимых допусках на расфокусировку и смаз изображения.

Пространственную разрешающую способность ОЭК будем оценивать для случая хороших условий наблюдения, когда энергетические характеристики приёмника изображения используются полностью. Средний контраст наблюдаемых объектов равен 0,2.

На рисунке 3 и 4 приводятся ФПМ ОЭК и разрешаемый контраст для пикселей размером 10 и 5 мкм. При условии заполнения пикселя на 2/3 от максимальной ёмкости реализуется максимальное отношение сигнал – шум 300 и 160 соответственно.

В таблице 4 приводится оценка предельной разрешаемой частоты в зависимости от размера пикселя, смаза и расфокусировки.



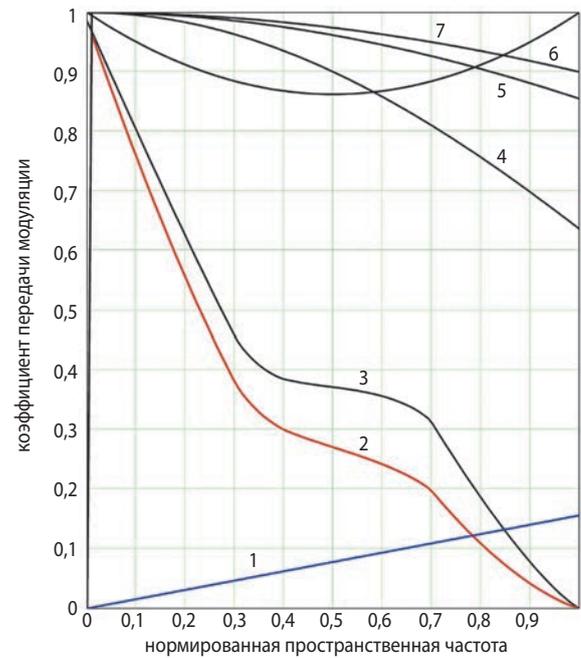
1 – контрастная чувствительность при отношении сигнал – шум 300; **2** – ФПМ ОЭК; **3** – ФПМ ОС; **4** – ФПМ пикселя 10 мкм; **5** – ФПМ расфокусировки $\lambda/4$; **7** – ФПМ ошибки изготовления ОС со среднеквадратическим отклонением волнового фронта $\lambda/10$.

рисунк 3. Функция передачи модуляции ОЭК с пикселем 10 мкм ($k_s=1$)

При отношении диаметра кружка рассеивания к размеру пикселя $k_s=1$ и отношении сигнал – шум 300 обеспечивается разрешение пространственной частоты до 0,7 от предельной. Коэффициент потерь пространственного разрешения в информационном тракте ОЭК равен 1,43.

Ухудшение смаза изображения до одного пикселя приводит к увеличению потерь разрешающей способности до 1,59 раза. Смаз изображения, соизмеримый с размером пикселя, может встречаться на практике при съёмке с замедлением и ускорением бега изображения.

Основным фактором, снижающим ФПМ ОЭК, является ФПМ пикселя. Расфокусировка и смаз изображения вносят примерно равный вклад и могут быть ограничены величиной 80 мкм ($\lambda/4$) и 5 мкм ($1/2$ размера пикселя) соответственно. Дальнейшее



1 – контрастная чувствительность при отношении сигнал – шум 160; **2** – ФПМ ОЭК; **3** – ФПМ ОС; **4** – ФПМ пикселя 5 мкм; **5** – ФПМ расфокусировки $\lambda/8$; **6** – ФПМ смаза $1/2$ пикселя; **7** – ФПМ ошибки изготовления ОС со среднеквадратическим отклонением волнового фронта $\lambda/10$.

рисунк 4. Функция передачи модуляции ОЭК с пикселем 5 мкм ($k_s=2$)

ужесточение требований к расфокусировке и смазу при $k_s=1$ не приводит к существенному улучшению разрешения (таблица 4).

Для пикселя 5 мкм (отношения диаметра кружка рассеивания к размеру пикселя $k_s=2$) при отношении сигнал – шум 160 обеспечивается разрешение пространственной частоты до 0,78 от предельной. Коэффициент потерь пространственного разрешения в информационном тракте ОЭК улучшается на 12% и равен 1,28.

Для достижения улучшения разрешения необходимо уменьшить расфокусировку и смаз изображения до 40 мкм ($\lambda/8$) и 2,5 мкм (размер $1/2$ пикселя) соответственно.

В результате применение пикселя с в два раза уменьшенным размером даёт снижение динамического диапазона изображения в примерно в два раза.

таблица 4 – Оценка предельной разрешаемой частоты в зависимости от размера пикселя, смаза и расфокусировки

размер пикселя, мкм	оценка отношения сигнал – шум	допустимая расфокусировка		относительный случайный смаз, пикселей					
				1	1/2	1/3	1	1/2	1/3
		λ	мкм	мкм					
10,0	300	$\lambda/4$	80	10	5	3,3	5	2,5	1,6
10,0	300	$\lambda/8$	40	0,63	0,70	0,72	–		
5,0	160	$\lambda/4$	80	0,65	0,73	0,75	0,72	0,75	0,76
5,0	160	$\lambda/8$	40	–			0,75	0,78	0,80

Разрешающая способность теоретически может быть улучшена всего на 12% при требовании к жесточечности допуска на расфокусировку и смаз в два раза. При допуске на расфокусировку $\lambda/4$ выигрыш по линейному разрешению с пикселем 5 мкм отсутствует.

Существенной проблемой, вызванной миниатюризацией пикселя, является уменьшение его ёмкости и максимального отношения сигнал – шум в изображении, что снижает динамический диапазон изображения КС ОЭН (Сахаров М.В. и др., 2020).

В плохих условиях освещённости для объектов с небольшим коэффициентом отражения накопленное отношение сигнал – шум уменьшается и коэффициент потерь разрешающей способности увеличивается до двух и более раз.

Указанные выше проблемы существенно затрудняют использование современных результатов миниатюризации размеров пикселя для улучшения характеристик ОЭК.

заключение

Совершенствование полупроводниковых приёмников изображения достигло значительных успехов в миниатюризации размеров. Получены предельные значения квантового выхода до 0,95 в максимуме чувствительности.

Однако рассмотренные в статье проблемы, связанные с ограничением динамического диапазона и жесточечением требований к прецизионности ОС, существенно затрудняют использование современных результатов миниатюризации размеров пикселя для улучшения характеристик ОЭК.

Следует отметить, что современные КМОП ВЗН с меньшим размером пикселя обладают не менее чем вдвое быстрой скоростью считывания информации с кристалла. Применение таких приёмников в сочетании с высоким квантовым выходом позволяет увеличить производительность и скорость сканирования изображения КС ОЭН. Для достижения приемлемого отношения сигнал – шум необходимо применять сложение (бининг) двух или четырёх пикселей 1×2 и 2×2 до размеров 5×10 мкм или 10×10 мкм. Такой режим предусмотрен в GLT 5009 BSI.

Предположительно, аналогичные GLT 5009 BSI приёмники изображения установлены на КА Beijing-3, скорость сканирования которого в 2-3 раза выше, чем у существующих КА.

Рациональным значением размера пикселя для КС ОЭН, обеспечивающих высокое качество изображения, остаётся величина 8–10 мкм.

Существующие отечественные ПЗС ВЗН обладают достаточной степенью миниатюризации по размерам пикселя и удовлетворяют требованиям для построения современных ОЭК. Совершенствование отечественных ПЗС ВЗН необходимо проводить в направлении увеличения квантового выхода и скорости считывания при сохранении достигнутых размеров и ёмкости пикселя.

список литературы

Бакланов А.И., Блинов В.Д., Горбунов И.А., Забиякин А.С. и др. Аппаратура высокого разрешения для перспективного космического аппарата «Ресурс-ПМ» // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета. 2016. Т. 15, № 2. С. 30-35.

Гравченко Ю.А., Козлов В.В., Кукушкин И.О. Модель процесса функционирования субъекта эксплуатации ракетно-космической техники // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2021. № 4. С. 69-75.

Ефанов В.В., Клименко Н.Н., Семункина В.И., Шостак С.В. Космическая система дистанционного зондирования Земли на базе космического аппарата «Аркон»: к 20-летию первого запуска // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2017. № 4. С. 25-34.

Занин К.А., Москатиньев И.В. Выбор размера элемента приёмника изображения оптико-электронного комплекса // Полёт. 2009. № 4. С. 45-50.

Занин К.А., Москатиньев И.В. Основные направления развития зарубежных оптико-электронных космических систем дистанционного зондирования Земли (обзор) // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2019. № 2. С. 28-36.

Макаров В.П., Самойлов С.Ю. Повышение чувствительности обобщенного показателя эффективности космических систем наблюдения к геометрическому качеству целевой информации космических аппаратов дистанционного зондирования Земли // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2021. № 4. С. 56-60.

Макриденко Л.А., Волков С.Н., Геча В.Я., Жилинев М.Ю. и др. Основные источники снижения качества изображения Земли, получаемых при орбитальной оптической съемке с борта МКА // Вопросы электромеханики. Труды ВНИИЭМ. 2017. Т. 160, № 5. С. 3-19.

Марешаль А., Франсон М. Структура оптического изображения. Дифракционная теория и влияние когерентности света. М.: Мир, 1964. 68 с.

Михельсон Н.Н. Оптические телескопы: Теория и конструкция. М.: Наука, 1976. 384 с.

Сахаров М.В., Конради Д.С. Оценка влияния помех на решение информационных задач оптико-электронными системами космических аппаратов // Вестник НПО имени С.А. Лавочкина. 2020. № 1. С. 29-35.

Теребиж В.Ю. Современные оптические телескопы. М.: ФИЗМАТЛИТ, 2005. 65 с.

Хартов В.В., Ефанов В.В., Занин К.А. Основы проектирования орбитальных оптико-электронных комплексов: учеб. пособие. М.: Изд-во МАИ, 2011. 127 с.

Costes V., Cassar G., Escarrat L. Optical design of a compact telescope for the next generation Earth observation system // Proceedings of SPIE. 2017. Vol. 10564. P. 1056416. DOI: 10.1117/12.2309055.

Статья поступила в редакцию 05.04.2022

Статья после доработки 05.04.2022

Статья принята к публикации 05.04.2022

ПРИКЛАДНЫЕ АСПЕКТЫ КОРРЕКЦИИ КЛАСТЕРА МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

APPLIED ASPECTS OF CLUSTER CORRECTION OF SMALL SPACECRAFT



Н.Ф. Аверкиев¹,
профессор, доктор
технических наук,
vka@mail.ru;
N.F. Averkiev



В.Ю. Ключников²,
доктор
технических наук,
klyushnikovvy@tsniimash.ru;
V.Y. Klyushnikov



А.В. Кульвиц¹,
доцент, кандидат
технических наук,
kulvitz33@mail.ru;
A.V. Kulvits

В статье рассматриваются прикладные аспекты по поддержанию требуемого пространственного положения малых космических аппаратов (МКА) в составе кластера. Исследуется структурная устойчивость кластера, состоящего из трёх МКА, обладающего баллистической структурой, которая обеспечивает решение общей целевой задачи совместного мониторинга заданных районов поверхности Земли.

Ключевые слова:
малый космический аппарат;
баллистическая структура;
кластер; система КА; коррекция.

DOI: 10.26162/LS.2022.57.3.002

ВВЕДЕНИЕ

На этапах баллистического проектирования систем КА (МКА) различного целевого назначения решается несколько взаимосвязанных задач, одной из которых является задача исследования динамики приближенной баллистической структуры системы КА и её коррекции (Лысенко Л.Н., Бетанов В.В., Звягин Ф.В., 2014). При обосновании баллистической структуры системы КА (МКА) исходят из того, чтобы система

The article discusses the applied aspects of maintaining the required spatial position of small spacecraft (MCAS) as part of a cluster. The structural stability of a cluster consisting of three MCAS with a ballistic structure that provides a solution to the common objective of joint monitoring of specified areas of the Earth's surface is investigated.

Keywords:
small spacecraft;
ballistic structure;
cluster; spacecraft system; correction.

КА позволяла решать поставленную задачу и при этом была структурно устойчивой, т.е. позволяла выполнять целевую задачу в условиях действия внешних возмущений. Так как баллистическая структура непосредственно связана с эффективностью выполнения целевой задачи системой КА, то при её деградации возможно такое состояние, когда целевая функция не соответствует требуемым условиям.

¹ Военно-космическая академия имени А.Ф. Можайского, Россия, г. Санкт-Петербург.

Military-Space Academy named after A.F. Mozhayskiy, Russia, Saint-Petersburg.

² АО «ЦНИИмаш», Россия, Московская область, г. Королев.

JSC «TsNIImash», Russia, Moscow region, Korolev.

Для решения целого ряда задач дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) активно используются низкоорбитальные системы МКА (орбитальные группировки МКА), состоящие из кластеров малых космических аппаратов (Палкин М.В., 2015; Лобанов А.Г., Семункина В.И., 2012; Ключников В.Ю., 2016). Под кластером МКА будем понимать совокупность МКА различного целевого назначения, не только совместно выполняющих общую задачу и воспринимаемых потребителем как единое целое, но и управляемых как единый космический объект (Потюпкин А.Ю., Данилин Н.С., Селиванов А.С., 2017). Как правило, функционирование бортовой аппаратуры определяет жёсткие требования к относительному положению МКА в составе кластера МКА, т.е. к баллистической структуре кластера МКА, поэтому обеспечение требуемой структурной устойчивости кластера является необходимым условием успешного функционирования всей системы МКА.

Особенностью поведения баллистической структуры кластера МКА в условиях воздействия внешней среды (возмущений) является, то что МКА в составе кластера, как правило, располагаются на близких орбитах, поэтому в ряде случаев коррекция может сводиться не только к корректирующим манёврам по возвращению к исходной баллистической структуре, но и к манёврам по переходу к новому пространственному положению МКА в составе кластера, при котором энергетические затраты будут минимальны и которое обеспечит успешное решение целевой задачи.

1. Поиск начального приближения баллистической структуры кластера МКА для проведения коррекции

Анализ, проведённый в работах (Палкин М.В., 2014; Аверкиев Н.Ф., Кульвиц А.В., Житников Т.А., 2021), показывает, что баллистические структуры кластера МКА могут быть структурно устойчивыми, но не полностью обеспечивать требуемые точностные характеристики. Например, на определённых участках полёта МКА они ниже требуемых и, соответственно, не в полном объёме выполняют поставленную целевую задачу. По сути, возникает противоречие между характеристиками баллистических структур МКА, например, структурной устойчивостью и показателем результативности выполнения целевой задачи системой КА (например, точностью определения координат объекта). Для преодоления данного противоречия в работе (Аверкиев Н.Ф., Кульвиц А.В., Житников Т.А., 2021) предложен алгоритм фильтрации системы показателей, которая характеризует структурную устойчивость и точность

определения координат объекта, и которая позволяет обосновывать баллистические структуры методом главного критерия.

Обозначим баллистическую структуру кластера МКА, состоящего из трёх МКА, в виде множества, элементами которого являются кеплеровские элементы орбиты $O_k(a_k, e_k, i_k, \Omega_k, \omega_k)$, где $k=1(1)..3$, а оптимальную баллистическую структуру, т.е. структуру, обеспечивающую совокупность целевых требований, обозначим $O_k^1(a_k^1, e_k^1, i_k^1, \Omega_k^1, \omega_k^1, u_k^1)$, рисунок 1.

В процессе функционирования параметры орбит кластера МКА изменяются, тогда новое состояние баллистической структуры кластера МКА в этом случае обозначим множеством $O_k^n(a_k^n, e_k^n, i_k^n, \Omega_k^n, \omega_k^n, u_k^n)$. При этом кластер МКА не может в полном объёме выполнять поставленную целевую задачу (отклонение относительного положения МКА в составе кластера приводит к уменьшению точностных характеристик определения координат объекта), поэтому требуется проводить коррекцию.

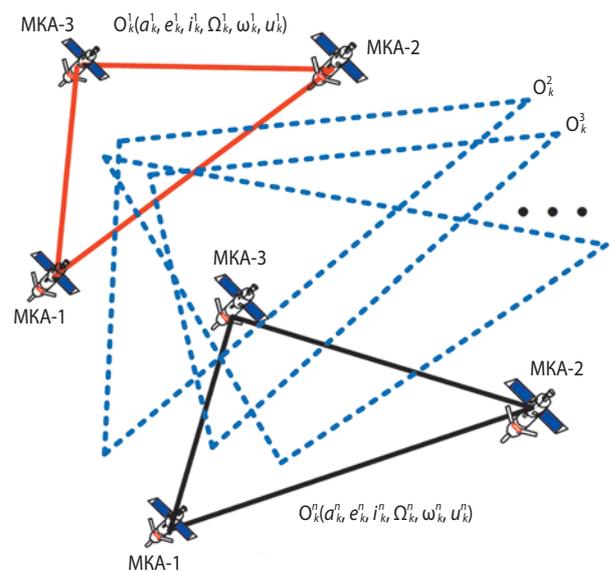


рисунок 1. Варианты баллистических структур в условиях воздействия внешней среды

Введём показатель, характеризующий структурную устойчивость баллистической структуры кластера МКА $J_3(O_k)$. Основная особенность определения структурной устойчивости кластера МКА заключается в следующем. Орбита каждого МКА под действием возмущений, вследствие функционирования на незначительно, но различающихся орбитах будет эволюционировать по-разному. С другой стороны, изменения каждого элемента орбиты не равноценны с точки зрения энергетических затрат на коррекцию.

Чтобы свести отклонение всех параметров орбит кластера к одному показателю, введём вектор отклонений параметров орбит МКА в составе кластера Δq_k за интервал времени t_k :

$$\Delta q_k = \Delta q_k(t_0) - \Delta q_k(t_k),$$

где $k=1(1), \dots, 3$ – номер МКА в составе кластера;

$q_k(t_0)$ – вектор параметров орбит МКА в составе кластера в начальный момент времени;

$q_k(t_k)$ – вектор параметров орбит МКА в составе кластера в конечный момент времени, который задаётся интервалом времени проведения коррекции.

Расчёт $\Delta q_k(t_k)$ проводится с использованием динамической модели движения кластера МКА, учитывающей влияние возмущений на каждый МКА за заданный интервал времени t_k :

$$\Delta q_k = \begin{pmatrix} \Delta q_1 \\ \Delta q_2 \\ \dots \\ \Delta q_k \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \Delta a_1, \Delta e_1, \Delta i_1, \Delta \Omega_1, \Delta \omega_1 \\ \Delta a_2, \Delta e_2, \Delta i_2, \Delta \Omega_2, \Delta \omega_2 \\ \dots \\ \Delta a_k, \Delta e_k, \Delta i_k, \Delta \Omega_k, \Delta \omega_k \end{pmatrix},$$

где отклонения параметров орбит МКА за интервал времени находятся по следующим формулам:

$$\begin{cases} \Delta a_1 = a_1(t_0) - a_1(t_k), \\ \Delta e_1 = e_1(t_0) - e_1(t_k), \\ \Delta i_1 = i_1(t_0) - i_1(t_k), \\ \Delta \Omega = \Omega_1(t_0) - \Omega_1(t_k), \\ \Delta \omega_1 = \omega_1(t_0) - \omega_1(t_k). \end{cases}$$

Введём вектор весовых коэффициентов K , характеризующий энергозатраты на проведение коррекции для каждого параметра орбиты МКА:

$$K = (K_{\Delta a}, K_{\Delta e}, K_{\Delta i}, K_{\Delta \Omega}, K_{\Delta \omega}).$$

Элементы вектора K рассчитываются в предположении проведения одноимпульсной коррекции каждого параметра орбиты на одну условную единицу по оптимальной, с точки зрения энергозатрат, схеме. Так, например, весовой коэффициент коррекции большой полуоси рассчитывается следующим образом:

$$K_{\Delta a} = \frac{\Delta a(1 \text{ км})}{\Delta V_{\text{хар}}} = \frac{1 \text{ км}}{\sqrt{2 \frac{\mu}{r_{\text{пл}}}} \left(\sqrt{\frac{r_{A1} + \Delta r_A(1 \text{ км})}{r_{A1} + r_{\text{пл}} + \Delta r_A(1 \text{ км})}} - \sqrt{\frac{r_{A1}}{r_{A1} + r_{\text{пл}}}} \right)}.$$

Тогда показатель структурной устойчивости кластера МКА, состоящего из трёх МКА, будет иметь

следующий вид: $J_3(O_k) = \sum_{k=1}^3 (\Delta q_k K^T)$, а условие

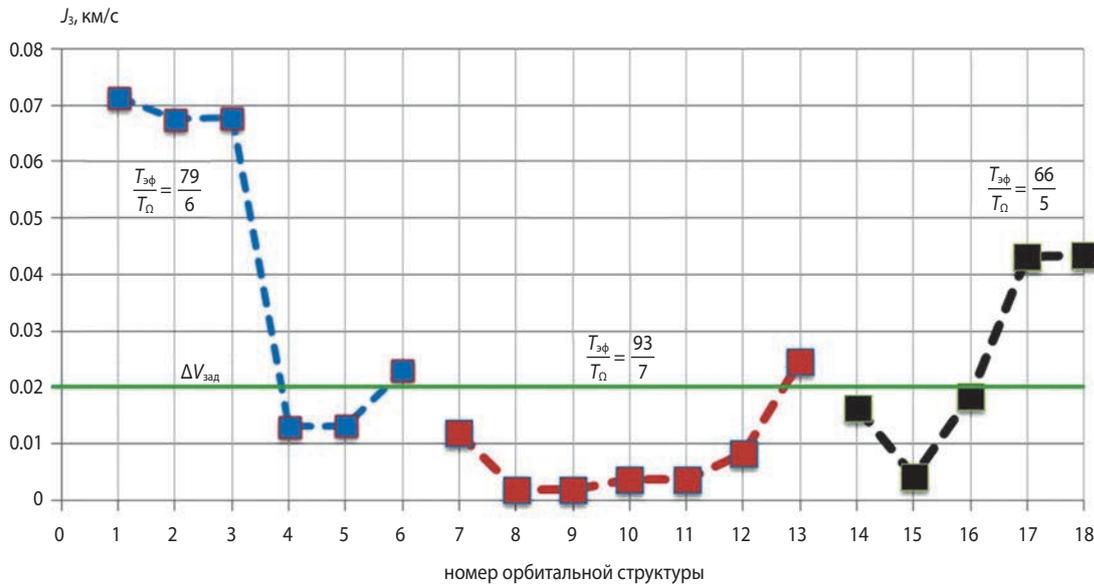
обеспечения требуемого уровня структурной устойчивости кластера МКА можно представить в виде ограничения

$$J_3(O_k) \leq \Delta V_{\text{хар}}^{\text{зад}}, \quad (1)$$

где $\Delta V_{\text{хар}}^{\text{зад}}$ – заданное значение характеристической скорости, которое определяется запасами топлива на проведение манёвра.

таблица 1 – Оптимальные баллистические структуры кластера МКА

номер баллистической структуры	$\frac{T_{\text{эф}}}{T_{\Omega}}$	номер МКА	a , км	e	i , град	ω , град	u , град	Ω , град
5	$\frac{79}{6}$	1	7532.415	0.002	62.792	270	0	0
		2	7532.415	0.004	62.792	270	1.43	0.07
		3	7532.415	0.006	62.793	271	0.501	1.184
12	$\frac{93}{7}$	1	7485.366	0.004	75.503	270	0	0
		2	7485.366	0.004	75.503	270	1.23	0.07
		3	7485.366	0.006	75.504	270	0.401	1.284
16	$\frac{66}{5}$	1	7518.745	0.003	62.0	270	0	0
		2	7518.745	0.004	62.01	270	1.33	0.1
		3	7518.745	0.006	62.02	270	0.401	1.184



рисунк 2. Варианты баллистических структур

На рисунке 2 представлены варианты баллистических структур и показатель их структурной устойчивости, а в таблице 1 – параметры баллистической структуры для трёх орбит с разным циклом замыкания трассы $\frac{T_{эф}}{T_{\Omega}} = \frac{79}{6}, \frac{93}{7}, \frac{66}{5}$. Данный подход основан на сложности решения многокритериальной задачи обоснования баллистических структур кластера МКА, и поэтому структурная устойчивость вариантов баллистического построения рассматривается с точки зрения выполнения условия (1), т.е. в простейшей постановке с точки зрения возможности её реализации по запасам топлива (Аверкиев Н.Ф., Кульвиц А.В., Житников Т.А., 2021; Назаров А.Е., 2020).

Как видно из рисунка 1, существуют варианты баллистических структур кластера МКА, которые обладают структурной устойчивостью, т.е. для которых выполняется условие (1), но вместе с тем не являющиеся оптимальными с точки зрения выполнения целевой задачи (варианты № 4, 7–11 и 14). Таким образом, данные варианты баллистических структур можно рассматривать как первое приближение для решения задачи расчёта коррекции кластера МКА.

2. Решение оптимизационной задачи по коррекции кластера малых космических аппаратов

2.1. Постановка задачи

Так как текущее состояние МКА в полёте характеризуется шестью параметрами движения либо шестью фазовыми координатами (три координаты, определяющими местоположение КА и их

производными), для осуществления полной коррекции необходимо шестипараметрическое (по числу параметров) управляющее воздействие. Однако управляющими параметрами в точке коррекции могут быть только три компонента вектора скорости. Таким образом, для исправления всех шести параметров требуется как минимум двукратное включение корректирующей двигательной установки. Только в идеальном случае (без учёта ошибок прогноза и исполнения коррекции) возможно полное устранение выявленных отклонений фазовых координат либо параметров движения в заданной точке. Указанный подход, при котором ошибки прогноза и исполнения коррекции не принимаются во внимание, соответствует детерминированному подходу к расчёту корректирующих воздействий. Их величина, требуемая, например, для оценки энергетических затрат, может быть определена на основе использования соотношений теории возмущённого движения (Власов С.А., Кульвиц А.В., Скрипников А.Н., 2018; Зубков Г.А., Иванов И.Г., Головин Н.М., Бондарева М.К., 2021).

Таким образом, постановка задачи на коррекцию параметров орбиты кластера МКА сводится к определению ориентации вектора тяги, режима её включения и выключения, при которых энергозатраты минимальны для каждого варианта баллистических структур.

2.2. Исследование влияния управляющей функции вектора тяги при коррекции параметров орбиты МКА

Воспользуемся системой дифференциальных уравнений движения центра масс МКА в оскулирующих элементах (Власов С.А., Кульвиц А.В., Скрипников А.Н., 2018):

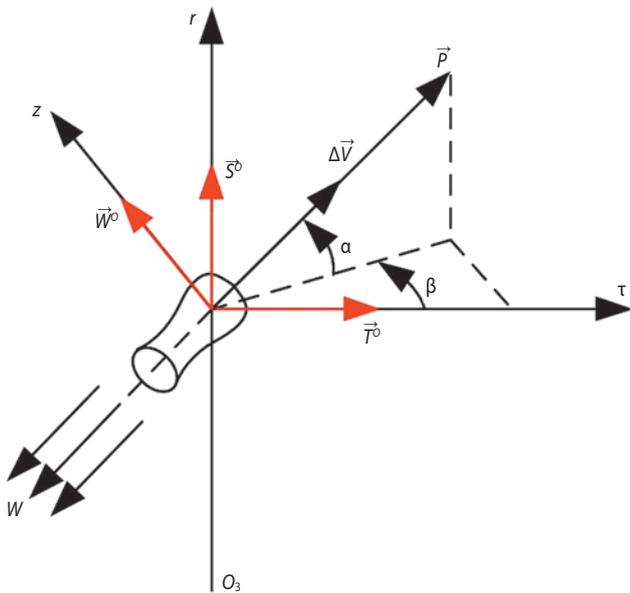


рисунок 3. Полярная схема управления

$$\begin{cases} \frac{d\Omega}{dt} = W \sqrt{\frac{p}{\mu}} \frac{\sin u}{R \sin i}, \\ \frac{di}{dt} = W \sqrt{\frac{p}{\mu}} \frac{\cos u}{R}, \\ \frac{dp}{dt} = 2 \sqrt{\frac{p}{\mu}} \frac{p_T}{R}, \\ \frac{dq}{dt} = \sqrt{\frac{p}{\mu}} \left\{ S \sin u + \left[\frac{q + \cos u}{R} + \cos u \right] T + \right. \\ \quad \left. + W \frac{k \sin u}{R} \operatorname{ctgi} \right\}, \\ \frac{dk}{dt} = \sqrt{\frac{p}{\mu}} \left\{ -S \cos u + \left[\frac{k + \sin u}{R} + \sin u \right] T - \right. \\ \quad \left. - W \frac{q \sin u}{R} \operatorname{ctgi} \right\}. \end{cases} \quad (2)$$

Здесь $R = 1 + q \cos u + k \sin u$, $e = \sqrt{q^2 + k^2}$, $\omega = \arcsin \frac{k}{e}$ или $\omega = \arccos \frac{q}{e}$.

Обозначим через S_p , T_p , W_p радиальную, трансверсальную и бинормальную составляющие вектора ускорения $\vec{j}_p = \frac{\vec{P}}{m}$. С точки зрения расчёта управляемого движения не имеет значения, каким образом создаются эти составляющие ускорения: то ли отдельно, как это имеет место при декартовой схеме управления, то ли путём изменения ориентации вектора \vec{j}_p в пространстве при полярной схеме управления.

При этом манёвр, в том числе и коррекции орбиты, приобретает простой смысл, а именно целенаправленное изменение кеплеровской орбиты. Заменяем в правых частях системы уравнений (2) возмущающие ускорения S , T , W соответственно на S_p , T_p , W_p .

Для полярной схемы управления вектор ускорения \vec{j}_p будем характеризовать модулем $j_p = \frac{P}{m}$ и углами α , β (рисунок 3).

При этом компоненты вектора определяются по следующим формулам:

$$S_p = j_p \sin \alpha,$$

$$T_p = j_p \cos \alpha \cos \beta,$$

$$W_p = j_p \cos \alpha \sin \beta.$$

Если задать величины S_p , T_p , W_p в виде некоторых констант или функциональных зависимостей, то, проинтегрировав рассматриваемую систему дифференциальных уравнений на интервале времени $[0, \Delta t]$, к моменту окончания манёвра получим следующие изменения элементов орбиты:

$$\Delta i = i_k - i_0,$$

$$\Delta \Omega = \Omega_k - \Omega_0,$$

$$\Delta p = p_k - p_0,$$

$$\Delta e = e_k - e_0,$$

$$\Delta \omega = \omega_k - \omega_0.$$

Проведём анализ управляющей функции вектора тяги при постоянном значении управляющего ускорения j_p .

Изменение наклонения орбиты

Скорость изменения наклонения определяется правой частью дифференциального уравнения

$$\frac{di}{dt} = \sqrt{\frac{p}{\mu}} \frac{\cos u \cos \alpha \sin \beta}{1 + e \cos \vartheta} \frac{P}{m}. \quad (3)$$

Определим управляющую функцию $\frac{P}{m} \cos \alpha \sin \beta$, чтобы в каждый данный момент времени t на интервале $[0, \tau]$ производная $\frac{di}{dt}$ имела бы наибольшее значение. Для этого найдём частные производные $\frac{d}{d\alpha} \left(\frac{di}{dt} \right)$ и $\frac{d}{d\beta} \left(\frac{di}{dt} \right)$ приравняем их к нулю. Имеем

$$-\sin \alpha \sin \beta = 0,$$

$$\cos \alpha \cos \beta = 0.$$

Если $\alpha = 0$, то из первого условия получаем $\beta \neq 0$ ($\beta \neq \pi$), а из второго условия — $\beta = \frac{\pi}{2}$ ($\beta = \frac{3\pi}{2}$). Если $\beta = 0$, то бинормальная составляющая ускорения W_p отсутствует и скорость изменения наклонения равна нулю. Таким образом, управляющая функция, доставляющая экстремум производной $\frac{di}{dt}$, может быть представлена в виде $\frac{P}{m} \sin \beta = W_p$, где $\beta = \frac{\pi}{2}$ или $\beta = \frac{3\pi}{2}$.

Предположим, что $\beta = \frac{\pi}{2}$. Тогда из уравнения (3) получаем формулу

$$\left(\frac{di}{dt}\right)_{\text{экт}} = \sqrt{\frac{p}{\mu}} \frac{\cos u}{(1 + e \cos \vartheta)} \frac{P}{m}.$$

Замечаем, что $\left(\frac{di}{dt}\right)_{\text{экт}}$ знакопеременна: положительна при $0 < u < \frac{\pi}{2}$, $\frac{3\pi}{2} < u < 2\pi$ и отрицательна при $\frac{\pi}{2} \leq u \leq \frac{3\pi}{2}$. Таким образом, к наиболее интенсивному увеличению наклона орбиты приводит следующая управляющая функция:

$$W_p = \begin{cases} \frac{P}{m} & \text{при } -\frac{\pi}{2} < u < \frac{\pi}{2}, \\ -\frac{P}{m} & \text{при } \frac{\pi}{2} < u < \frac{3\pi}{2}. \end{cases}$$

Переключение ускорения происходит в точках орбиты, расположенных над самыми северными и самыми южными широтами ($u = \frac{\pi}{2}, u = \frac{3\pi}{2}$). Если требуется уменьшать наклонения с наибольшей интенсивностью, то этому случаю отвечает управляющая функция

$$W_p = \begin{cases} -\frac{P}{m} & \text{при } -\frac{\pi}{2} < u < \frac{\pi}{2}, \\ \frac{P}{m} & \text{при } \frac{\pi}{2} < u < \frac{3\pi}{2}. \end{cases}$$

Изменение прямого восхождения восходящего узла

Скорость изменения параметра орбиты Ω определяется дифференциальным уравнением

$$\frac{d\Omega}{dt} = \sqrt{\frac{p}{\mu}} \frac{\sin u \cos \alpha \sin \beta}{\sin i (1 + e \cos \vartheta)} \frac{P}{m}.$$

Поскольку управляющая функция имеет тот же вид, что и при изменении наклона i , то условия экстремальности производных $\frac{di}{dt}$ и $\frac{d\Omega}{dt}$ будут одинаковы: $\alpha=0, \beta = \frac{\pi}{2}$ или $\beta = \frac{3\pi}{2}$.

Предположим, что $\beta = \frac{\pi}{2}$ (бинормальное ускорение положительно). Тогда знак производной $\frac{d\Omega}{dt}$ определится знаком $\sin u$: при полёте над Северным полушарием, где $\sin u > 0$, параметр увеличивается с максимальной интенсивностью, а при полёте над Южным полушарием – уменьшается. Если требуется обеспечить возрастание параметра Ω с максимальной ин-

тенсивностью в каждый данный момент времени, то для этого необходимо в точках орбиты $u=0$ и $u=\pi$ производить переключение тяги. Этому моменту отвечает следующая управляющая функция:

$$W_p = \begin{cases} \frac{P}{m} & \text{при } 0 < u < \pi, \\ -\frac{P}{m} & \text{при } \pi < u < 2\pi. \end{cases}$$

Обобщим управляющие функции для изменения наклона орбиты и прямого восхождения восходящего узла. Для одновременного увеличения наклона орбиты и прямого восхождения восходящего узла управляющая функция будет иметь следующий вид (режим 1):

$$W_p = \begin{cases} \frac{P}{m} & \text{при } 0 < u < \frac{\pi}{2}, \\ -\frac{P}{m} & \text{при } \pi < u < \frac{3\pi}{2}, \\ 0 & \text{при } \frac{\pi}{2} < u < \pi \text{ и } \frac{3\pi}{2} < u < 2\pi. \end{cases}$$

Если необходимо осуществить коррекцию одного параметра, например прямого восхождения восходящего узла, управляющая функция будет иметь следующий вид (режим 2):

$$W_p = \begin{cases} \frac{P}{m} & \text{при } 0 < u < \pi, \\ -\frac{P}{m} & \text{при } \pi < u < 2\pi. \end{cases}$$

Изменение большой оси орбиты (периода обращения)

Большая полуось орбиты связана с параметрами $p, e: a = \frac{p}{1 - e^2}$. Дифференцируя функцию $a(p, e)$ по времени и подставляя вместо производных $\frac{dp}{dt}, \frac{de}{dt}$ их выражения, после несложных преобразований получим

$$\frac{da}{dt} = \frac{2p}{(1 - e^2)^2} \sqrt{\frac{p}{\mu}} \left[e \sin \vartheta \sin \alpha + (1 + e \cos \vartheta) \cos \alpha \right] \frac{P}{m}.$$

Найдём, при каком законе изменения угла наклона вектора тяги к местному горизонту α большая полуось будет изменяться с максимальной интенсивностью. Для этого вычислим частную производную $\frac{d}{da} \left(\frac{da}{dt} \right)$ и приравняем её нулю. В результате получим экстремальную управляющую функцию в виде следующей зависимости:

$$\operatorname{tg} \alpha = \frac{e \sin \vartheta}{1 + e \cos \vartheta}. \quad (4)$$

Выражение, стоящее в правой части (4), численно равно тангенсу угла наклона вектора скорости к местному горизонту. Поэтому условие экстремальности (4) можно записать в виде $\operatorname{tg} \alpha = \operatorname{tg} \theta$.

Таким образом, манёвр коррекции большой полуоси орбиты характеризуется тангенциальным приложением тяги. При этом в каждый данный момент времени, если выполняется условие $\alpha = 0$, то большая ось увеличивается с максимальной скоростью, а если $\alpha = \theta + \pi$, то большая ось уменьшается. Переключений тяги в данном случае производить не требуется.

Максимальная интенсивность изменения фокального параметра, эксцентриситета и аргумента перигея

Скорость изменения фокального параметра определяется зависимостью

$$\left(\frac{dp}{dt}\right) = 2p \sqrt{\frac{p}{\mu}} \frac{\cos \alpha}{1 + e \cos \vartheta} \frac{P}{m}.$$

Отсюда непосредственно следует, что максимальная скорость изменения фокального параметра получается при трансверсальной тяге, когда $\frac{P}{m} \cos \alpha = T_p$. Максимальная интенсивность изменения фокального параметра p в различных точках орбиты переменна: она наибольшая в апогее орбиты и наименьшая в перигее. Причём чем больше эксцентриситет e , тем сильнее это отличие.

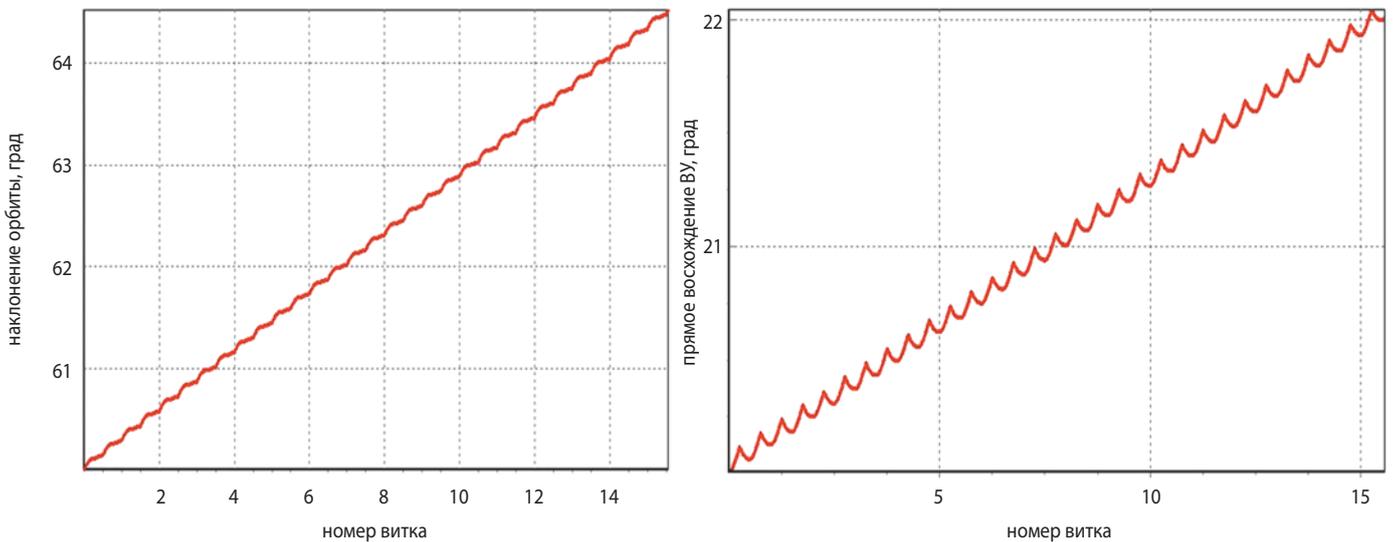


рисунок 4. Коррекция наклона орбиты и прямого восхождения восходящего узла (режим 1)

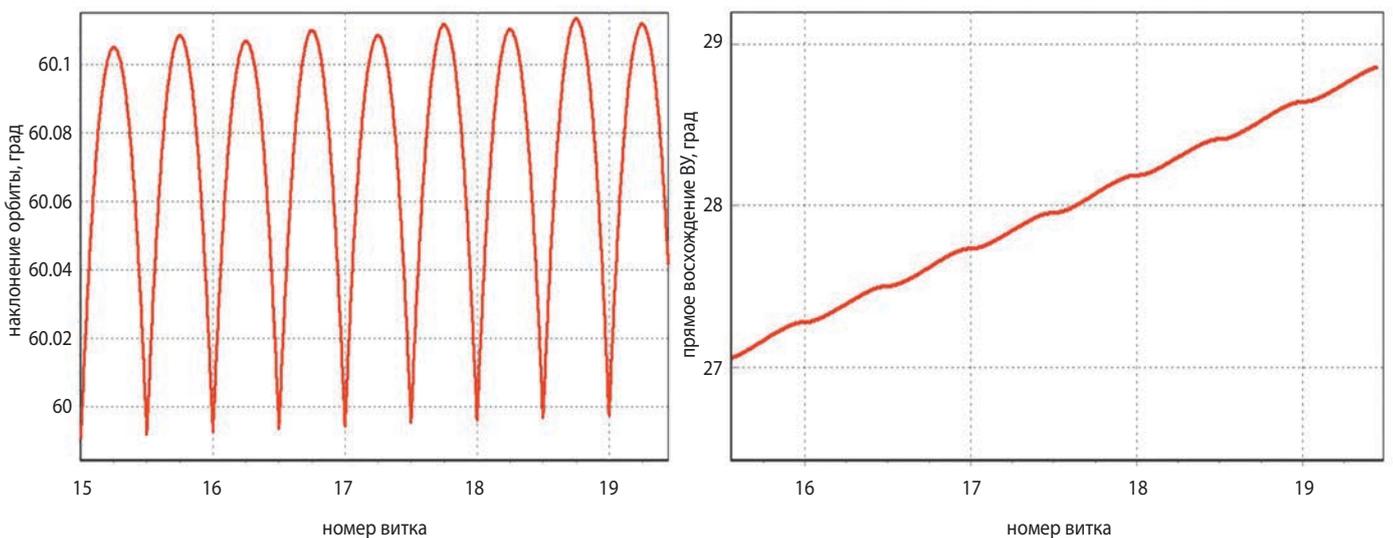


рисунок 5. Коррекция наклона орбиты и прямого восхождения, восходящего узла (режим 2)

Управляющие функции локально-оптимального изменения эксцентриситета и аргумента перигея более сложные и их качественный анализ провести трудно. Эти управляющие функции имеют вид:

- при максимальной интенсивности изменения эксцентриситета

$$\operatorname{tg} \alpha = \frac{(1 + e \cos \vartheta) \sin \vartheta}{e \cos^2 \vartheta + 2 \cos \vartheta + e};$$

- при максимальной интенсивности изменения аргумента перигея

$$\operatorname{tg} \alpha = -\frac{1 + e \cos \vartheta}{2 + e \cos \vartheta} \cdot \frac{1}{\operatorname{tg} \vartheta}.$$

При отыскании управляющих функций, обеспечивающих требуемое изменение элементов орбиты, возникает проблема выбора решения в том или ином смысле. В качестве критерия оптимальности для манёвров с малой тягой могут быть приняты, как и для импульсных манёвров, энергозатраты. Они в данном случае определяются расходом массы за время манёвра Δt и пропорциональны интегралу, рассчитываемому по следующей формуле для каждого варианта баллистической структуры кластера МКА:

$$J(O_k) = \int_0^{\Delta t} (S_p^2 + T_p^2 + W_p^2) \Delta t \rightarrow \min. \quad (5)$$

На рисунках 4 и 5 приведены результаты модерирования коррекции наклонения и прямого восхождения восходящего узла оптимальной баллистической структуры кластера (вариант № 5) при двух режимах управляющей функции и при постоянном значении управляющего ускорения $W_p = 0.018 \frac{M}{c^2}$. На рисунке 4

представлена одновременная коррекция наклонения орбиты и прямого восхождения восходящего узла до момента когда $i_k = i_0$ (режим 1), а на рисунке 5 – коррекция только прямого восхождения восходящего узла при постоянном наклонении (режим 2).

Таким образом, используя функционал (5), для каждого варианта баллистической структуры кластера МКА получаем характеристику энергозатрат и из всех рассмотренных вариантов выбираем оптимальный.

заключение

Рассмотренные в статье подход и методика позволяют осуществлять коррекцию баллистической структуры кластера МКА путём перевода каждого МКА в новое пространственное положение, при котором формируется новая баллистическая структура, обеспечивающая требуемые показатели выполнения целевой задачи. В основе предложенного подхода

лежит ограничение области допустимых вариантов баллистических структур кластера МКА, полученных при обосновании оптимальной баллистической структуры, и коррекция для оптимальных режимов управляющих функций.

список литературы

Аверкиев Н.Ф., Кульвиц А.В., Житников Т.А. Многоуровневая баллистическая структура кластерной орбитальной группировки дистанционного зондирования Земли // Известия Самарского научного центра РАН. 2021. Т. 21, № 3. С.105-114.

Власов С.А., Кульвиц А.В., Скрипников А.Н. Теория полета космических аппаратов. СПб.: ВКА им. А.Ф. Можайского, 2018. 412 с.

Зубков Г.А., Иванов И.Г., Головин Н.М., Бондарева М.К. Методика формирования предложений по восполнению многоспутниковой орбитальной группировки на основе метода к-средних // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2021. № 2. С. 54-59.

Клюшников В.Ю. Построение кластеров малых космических аппаратов // Изв. вузов. Приборостроение. 2016. Т. 59, № 6. С. 423-428.

Лобанов А.Г., Семункина В.И. К вопросу о баллистическом построении при проведении интерферометрической съёмки // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2012. № 5. С. 41-47.

Лысенко Л.Н., Бетанов В.В., Звягин Ф.В. Теоретические основы баллистико-навигационного обеспечения космических полетов. М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2014. 518 с.

Назаров А.Е. Коррекции высоты перигея и наклонения для поддержания динамической устойчивости спутниковых систем непрерывного обслуживания на высокоэллиптических орбитах типа «Молния» // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2020. № 4. С. 40-49.

Палкин М.В. Концептуальные вопросы создания и применения космических аппаратов группового полета // Наука и образование. МГТУ им. Н.Э. Баумана. Электрон. журн. 2015. № 8. С.100-115.

Палкин М.В. Некоторые аспекты формирования групп космических аппаратов и управления ими // Вестник Московского авиационного института. 2014. Т. 21, № 3. С. 29-35.

Потюпкин А.Ю., Данилин Н.С., Селиванов А.С. Кластеры малоразмерных космических аппаратов как новый тип космических объектов // Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы. 2017. Т. 4, вып. 4. С. 45-56.

Статья поступила в редакцию 06.04.2022

Статья после доработки 08.04.2022

Статья принята к публикации 08.04.2022

**ПРОЕКТ
РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ
СВЕРХЛЁГКОГО КЛАССА
МГТУ ИМ. Н.Э. БАУМАНА**

**PROJECT OF AN ULTRALIGHT-
CLASS LAUNCH VEHICLE OF
BAUMAN MOSCOW STATE
TECHNICAL UNIVERSITY**



И.А. Соболев¹,
кандидат технических наук,
sobolevia@bmstu.ru;
I.A. Sobolev

В статье рассматривается концептуальный облик ракеты-носителя сверхлёгкого класса (РН СЛК), предложенной рабочей группой МГТУ им. Н.Э. Баумана в рамках Первого конкурса концепций разгонного блока и РН СЛК, который проводился в 2021 году аналитическим центром «Аэронет». Изложены и обоснованы предлагавшиеся в рамках проекта подходы к проектированию, приведены основные характеристики ракеты-носителя и двигательной установки, а также предложены варианты дальнейшего развития проекта.

Ключевые слова:

*ракета-носитель сверхлёгкого класса;
кислородно-метановый ракетный двигатель.*

DOI: 10.26162/LS.2022.57.3.003

ВВЕДЕНИЕ

Необходимость создания ракеты-носителя сверхлёгкого класса в настоящее время обусловлена стремительным ростом числа малых космических аппаратов (МКА) и возрастающими потребностями обеспечения их запуска (Клюшников В.Ю., 2019; Матвеев Ю.А., Позин А.А., Шершаков В.М., 2019; Данилюк А.Ю., Клюшников В.Ю., Кузнецов И.И., Осадченко А.С., 2015). При этом основным способом

The proposed work considers the conceptual appearance of an ultralight-class launch vehicle (UCLV) proposed by the working group of the Bauman Moscow State Technical University during the First competition for the concepts of the upper stage and the ultralight-class launch vehicle, which was held in 2021 by the Aeronet analytical center. The proposed design approaches are described and justified, the main characteristics of the launch vehicle and the propulsion system are given, and variants of the further project development.

Key words:

*ultra-light launch vehicle;
oxygen-methane rocket engine.*

запуска таких аппаратов на орбиту является попутное выведение, когда МКА выводится одним пуском с более крупным космическим аппаратом.

Этот способ получил распространение в основном благодаря низкой удельной цене за выведение килограмма массы. Однако мировая практика показывает, что выведение КА в качестве попутной нагрузки имеет и свои недостатки, в частности:

¹ МГТУ им. Н.Э. Баумана, Россия, г. Москва.

Bauman Moscow State Technical University, Russia, Moscow.

- орбита МКА определяется орбитой целевой нагрузки;
- время старта определяется временем старта целевой миссии;
- необходимо согласовывать конструктивные характеристики МКА с характеристиками целевой нагрузки;
- создатели КА, являющегося целевой нагрузкой, как правило, неохотно соглашаются на присутствие попутных нагрузок.

В ряде случаев эти ограничения могут иметь принципиальный характер и негативно сказаться на судьбе миссии в целом. Таким образом, становится актуальным создание сверхлёгкой ракеты-носителя, способной осуществлять вывод МКА на низкую околоземную либо солнечно-синхронную орбиту.

В 2020–21 годах в МГТУ им. Н.Э. Баумана в рамках конкурса, проводимого под эгидой аналитического центра «Аэронет», велись работы по определению проектного облика и оценке характеристик РН СЛК, которая могла бы быть в разумные сроки разработана и изготовлена на имеющейся в Российской Федерации производственной базе.

В соответствии с требованиями технического задания конкурса в качестве базового рассматривался вариант двухступенчатой РН стартовой массой 20000 кг, обеспечивающей выведение КА массой до 250 кг на круговую солнечно-синхронную орбиту высотой 500 км. Результаты работ были представлены конкурсной комиссии и получили положительную оценку экспертов.

В настоящей статье приводится конструктивный облик РН СЛК, основные характеристики носителя и двигательной установки, результаты проектно-баллистического анализа, массовая сводка. Результаты, содержащиеся в итоговом отчёте по работе, могут в дальнейшем использоваться МГТУ им. Н.Э. Баумана и заинтересованными предприятиями космической отрасли в качестве исходных данных для дальнейшего эскизного проектирования РН СЛК.

1. Концепция РН СЛК

В основу концепции предлагаемой РН СЛК были положены следующие основные принципы:

- максимально возможное использование готовых элементов и производственной оснастки серийных изделий для минимизации затрат на разработку и подготовку производства;
- принятие таких компоновочных решений, которые обеспечивают минимальное количество составных частей РН и оптимальные конструктивно-силовые схемы;
- использование в составе конструкции ракетного блока 1-й ступени хорошо освоенных и доступных конструкционных материалов отечественного производства;

- изготовление ракетного блока 2-й ступени из композиционного материала;
- стремление к максимально возможному использованию электронной компонентной базы промышленного класса;
- использование в составе двигательной установки (ДУ) 1-й и 2-й ступени одной и той же унифицированной камеры ЖРД, что позволит существенно сократить расходы на разработку ДУ;
- использование перспективных топливных компонентов «жидкий кислород – сжиженный природный газ (метан)»;
- использование мобильного стартового комплекса, позволяющего в перспективе осуществлять запуск с любой точки территории Российской Федерации, удовлетворяющей требованиям безопасности запуска для населения, инфраструктуры и окружающей среды, условиям международных соглашений и специальным требованиям со стороны государственных структур;
- перспективная возможность адаптации стартового устройства под базирование на океанском судне;
- перспективная возможность осуществления дальнейшей модернизации 1-й ступени с целью обеспечения её многократного применения либо установки клиновоздушного жидкостного ракетного двигателя (ЖРД).

Основные из изложенных подходов более подробно рассмотрены ниже.

2. Распределение применяемых технологий

В связи со значительным прогрессом в материаловедении и в создании композиционных материалов (КМ) проектанты ракетно-космической техники уделяют композитам всё более пристальное внимание. Особенно актуальным представляется внедрение КМ в конструкцию ракет-носителей лёгкого и сверхлёгкого классов, поскольку при уменьшении масштаба неизбежно снижается массовое совершенство конструкции. Преодолеть же возникающие барьеры возможно только с применением принципиально новых конструкционных материалов, существенно превосходящих традиционные по удельной прочности, удельной жёсткости и другим параметрам.

В то же время, при всех своих несомненных достоинствах, композиты обладают существенным недостатком – а именно высокой стоимостью. Этот фактор играет особую роль в нашей стране, поскольку материалы требуемого качества, как правило, пока производятся в недостаточном количестве, а изготовление крупногабаритных элементов осуществляется фактически в лабораторных условиях.

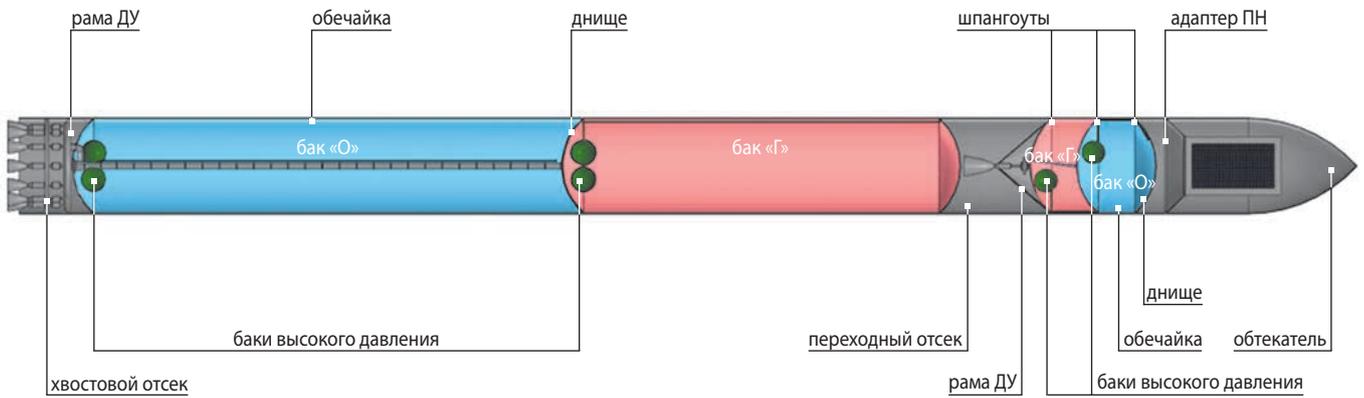


рисунок 1. Распределение технологий, применяемых в конструкции РН СЛК

Понимая необходимость стимулирования развития композитных технологий в России и осознавая при этом существующие проблемы промышленности, коллектив разработчиков РН СЛК предлагает дифференцированный подход к распределению технологий. В отличие от разработчиков известной РН «Электрон» компании Rocket Lab, которые сделали ставку на максимально широкое внедрение КМ в конструкции обеих ступеней (*RocketLab*), мы исходим из того обстоятельства, что применение КМ в условиях ограниченных средств более оправдано на верхних ступенях, где наиболее критично массовое совершенство.

Исходя из этого конструкцию 1-й ступени РН СЛК предлагается разрабатывать преимущественно на основе традиционных для отечественной ракетно-космической промышленности алюминиевых сплавов и сталей. При этом объективно такая ступень будет проигрывать по массе аналогичной ступени, разработанной на композитной основе. Однако если при применении КМ, согласно предварительным оценкам, выигрыш в массе составит около 25–30%, то стоимость ступени увеличится в три-пять раз. При этом выигрыш в массе полезной нагрузки не будет сильно заметен, поскольку масса 1-й ступени на величину выводимой на орбиту массы влияет в наименьшей степени.

В то же время в конструкции 2-й ступени, головного обтекателя и адаптера полезной нагрузки, напротив, предлагается преимущественное и как можно более широкое применение именно композиционных материалов. В этих элементах конструкции РН СЛК массовое совершенство становится гораздо более критичным по сравнению с 1-й ступенью. Помимо этого, элементы 2-й ступени имеют существенно меньшие размеры, т.е. увеличение стоимости всей ракеты в абсолютном измерении будет значительно ниже по сравнению с использованием композитов на 1-й ступени.

Распределение технологий по элементам конструкции показано на рисунке 1. Выносными линиями голубого цвета обозначены металлические элементы. Черным цветом обозначены элементы, в конструкции которых применяются композиционные материалы. Зелёный цвет соответствует тем элементам, в которых возможно применение как металлических, так и композиционных материалов.

3. Схема полёта и выведения ПН на рабочую орбиту

Концепция РН СЛК предусматривает возможность мобильного старта. Таким образом, точная широта места старта на данный момент не определена, более того – в ряде ситуаций (в частности, при морском старте) она не будет строго фиксированной в процессе эксплуатации. В то же время, с точки зрения обеспечения приемлемых зон падения 1-й ступени, возможны следующие варианты запуска:

- из северных районов Российской Федерации (участок широт 62,8–68,5°);
- из юго-восточных районов Российской Федерации (участок широт в районе 51,8°);
- из заполярных районов Российской Федерации (в т.ч. в варианте морского старта, участок широт 69,0–71,5° и выше).

Вариант старта с территории союзных зарубежных государств может при необходимости также быть рассмотрен.

В качестве основной орбиты для базового варианта РН рассматривается солнечно-синхронная орбита (ССО) с высотой $h=500$ км и наклоном $i=97,3^\circ$. Не исключается применение РН для вывода полезной нагрузки на орбиты с другим наклоном в зависимости от задачи. При этом масса полезной нагрузки (ПН) может быть увеличена.

Для снижения гравитационных потерь и возможности обеспечения (при необходимости) фазирования траектории выведение на целевую ССО проводится в два этапа.

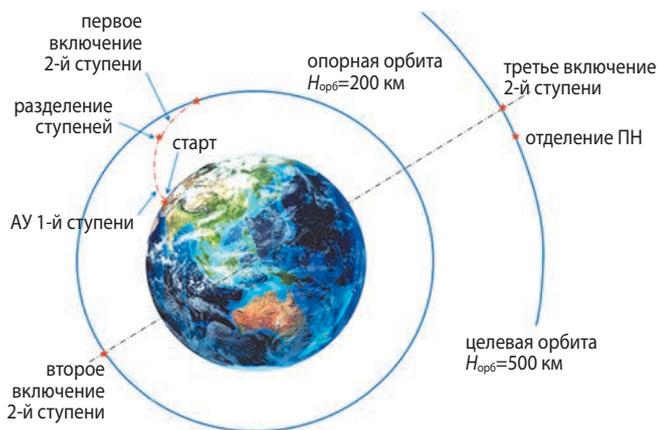


рисунок 2. Схема полёта РН СЛК и выведения ПН на рабочую орбиту

Этап 1 – прямое выведение орбитального блока на низкую опорную орбиту высотой 180 км и наклоном $97,3^\circ$. Здесь при необходимости возможно провести контроль работы бортовых систем полезной нагрузки и осуществить фазирование перед выведением на целевую орбиту.

Этап 2 – компланарный межорбитальный переход с низкой опорной на синхронно-солнечную орбиту высотой 500 км. При необходимости возможно выведение на более высокие орбиты, при этом масса полезной нагрузки снижается.

Схема выведения показана на рисунке 2.

4. Общий вид и основные характеристики ракеты-носителя

Для РН СЛК была выбрана схема «тандем», которая обеспечивает наиболее простую конструктивно-силовую схему, простоту сборки на заводе-изготовителе и технической позиции, лучшую адаптацию к мобильной пусковой установке, равномерное силовое нагружение и, как следствие, наименьшую массу силовых элементов, минимальную площадь мидела сечения и максимальное аэродинамическое совершенство.

На 2-й ступени бак окислителя (жидкого кислорода) располагается спереди, бак горючего (жидкого метана) – сзади. Этот выбор обусловлен стремлением к обеспечению рациональной центровки ракеты-носителя. На 1-й ступени, напротив, бак окислителя находится сзади, бак горючего – спереди. Это решение связано с тем, что запас окислителя существенно превосходит запас горючего по массе, и обратное расположение баков потребовало бы увеличения толщины стенок нижнего бака 1-й ступени для обеспечения необходимой прочности.

Для ракетных блоков обеих ступеней на данном этапе проектирования выбрана схема баков с совмещённым днищем. Такая схема обеспечивает наимень-

шую длину ступени, позволяет несколько снизить совокупную массу баков и избежать появления межбакового отсека. Следует иметь в виду, что кислород и метан являются криогенными компонентами, для которых указанная схема применяется впервые. Основанием для рассмотрения её использования является близость температур компонентов в жидком состоянии – $90,19\text{ К}$ для кислорода и $111,57\text{ К}$ для метана (оба значения приведены при нормальных условиях), т.е. разница температур составляет $21,38\text{ К}$. В то же время температура плавления метана составляет $90,56\text{ К}$, что на $0,37\text{ К}$ выше температуры кипения кислорода. Проведённые предварительные проработки показали отсутствие явных непреодолимых препятствий к применению конструктивной схемы баков с совмещённым днищем для пары компонентов «кислород+метан», однако окончательное обоснование требует дополнительных исследований. К числу мер, которые можно предпринять для предотвращения замерзания метана в районе нижнего днища ракетного блока 1-й ступени, можно отнести:

- подбор величин давлений наддува смежных баков, которые обеспечивали бы смещение точки плавления метана в область более высоких температур, чем район температуры точки кипения кислорода;
- использование трёхслойного днища со встроенным слоем теплозащиты;
- наддув бака кислорода газами более высокой температуры;
- минимизация «тепловых мостов» в конструкции бака.

При изготовлении баков из традиционных металлических материалов наиболее простыми в технологическом отношении являются гладкие обечайки и днища баков, соединённые между собой посредством шпангоутов, которые являются и подкрепляющими элементами. В то же время гладкая оболочка с толщиной, рассчитанной по наиболее нагруженному нижнему сечению, при наибольшей простоте и технологичности обладает наименьшим массовым совершенством, потому в ракетной технике практически не применяется. Идеальным массовым совершенством обладает гладкая оболочка переменной толщины, однако создание такой оболочки требует больших трудозатрат и сопряжено с потерей большого количества материала.

В ракетной технике давно и широко применяется вафельная оболочка, обладающая хорошими несущими свойствами, однако при её изготовлении расходуется большое количество материала, что сказывается на стоимости конструкции. Таким образом, для снижения трудоёмкости и стоимости в конструкции баков ракетного блока 1-й ступени РН СЛК предлагается рассмотреть обечайку, изготовленную

из нескольких гладких поясов, каждый из которых имеет свою толщину обечайки. При этом наибольшей толщиной обладает самый нижний пояс, а наименьшей – самый верхний. Предварительные исследования показали, что для переднего (метанового) бака минимум массы достигается при двух поясах, для заднего (кислородного) – при четырёх.

В конструкции РН наддув баков с криогенными компонентами осуществляется путём подачи в газовую подушку инертного газа – гелия.

Газ наддува содержится в баллоне высокого давления, который размещён в криогенном баке и охлаждён до температуры компонента. Такое решение позволяет снизить объём сжатого газа наддува и, как следствие, массу шар-баллонов.

Конструктивные варианты 2-й ступени рассматриваются на рисунке 3.

Первый вариант предполагает разработку 2-й ступени с тем же диаметром, что и 1-я ступень (1,4 метра). При этом в конструкции используются баки с совмещённым днищем, а двигатель крепится к нижнему шпангоуту с помощью силовой фермы. Все днища баков являются сферическими сегментами.

Во втором варианте при сохранении того же диаметра предполагается схема размещения двигателя в выемке нижнего бака. В этом случае несколько сокращается длина ступени и всего носителя, но при этом увеличивается трудоёмкость и, как следствие, стоимость 2-й ступени РН.

Третий вариант конструктивно аналогичен первому, но при этом выполняется в диаметре 1,2 метра. Тем самым увеличивается отношение длины цилиндрической части обечайки бака к её диаметру. Это более благоприятно с конструктивной точки зрения, поскольку при реализации первого варианта форма кислородного бака получается близкой к чечевицеобразной.

В четвёртом варианте полусферические днища баков имеют радиус, равный радиусу цилиндрической части бака, что благоприятно с точки зрения восприятия нагрузок. При этом сокращается масса обечайки и шпангоутов, но возрастает масса переходных отсеков.

Пятый вариант аналогичен четвёртому, но при этом двигатель, как во втором варианте, размещается в выемке в нижнем днище нижнего бака.

Во всех вариантах 2-й ступени на данный момент также рассматривается схема с совмещёнными днищами. Возможность конструктивной реализации такой схемы при применении КМ подлежит проработке в ходе детального проектирования. Однако в случае возникновения проблемных вопросов возможно рассмотрение конструкции с раздельными днищами баков горючего и окислителя.

Окончательный выбор варианта может быть обоснован только после проведения прочностных и стоимостных расчётов, оценки технологичности и составления сравнительной массовой сводки всех вариантов конструкции 2-й ступени.

Предварительно выбрана конфигурация головного обтекателя с оживальной носовой частью. Это решение обеспечивает:

- минимизацию аэродинамического сопротивления на активном участке траектории;
- максимизацию внутренних объёмов под обтекателем;
- минимизацию теплового воздействия.

В то же время изготовление оживальной головной части является наиболее трудоёмким и дорогим из всех возможных вариантов, поэтому в качестве альтернативного варианта может рассматриваться биконическая головная часть. Окончательный выбор формы головной части должен быть осуществлён на последующих этапах анализа и оптимизации.

Таким образом, описаны основные конструктивные решения, предлагаемые для разрабатываемой РН СЛК. Ограниченный объём статьи не позволяет привести полное описание всех полученных в процессе проработки результатов и решений, потому в таблице 1 приводятся лишь основные характеристики.

таблица 1 – Основные характеристики РН СЛК

	первая ступень	вторая ступень
удельный импульс, м/с		
- на Земле	3113	–
- в пустоте	3425	3600
запас $V_{хар}$, м/с	4797	4590
стартовая тяговооружённость	1,43	1,09
время работы, с	167	241
тяга ДУ, кг		
- стартовая	28600	
- пустотная		2700
масса ДУ, кг	1025	120
число камер ДУ	12	1
масса топлива, кг	15000	1845
масса топливных баков, кг	874	128
масса системы наддува, кг	127	22
масса переходного отсека, кг	111	25
масса хвостового отсека, кг	55	–
масса прочих частей, кг	436	125
масса адаптера ПН, кг	–	15
масса ПН, кг	–	250

Схема общего вида проектируемой ракеты-носителя приведена на рисунке 4.

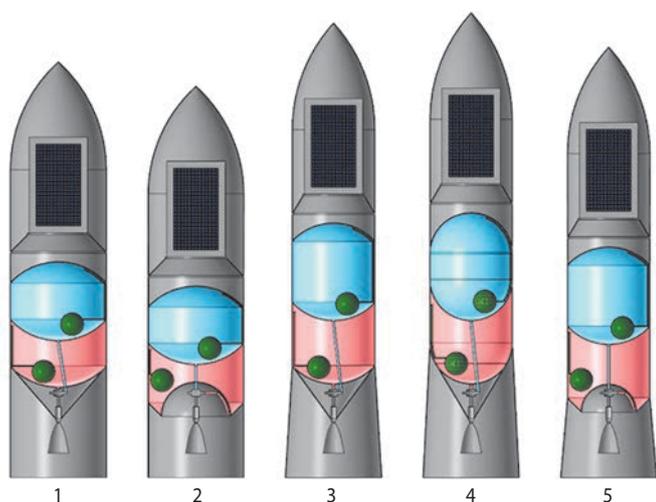


рисунок 3. Конструктивные схемы вариантов второй ступени

5. Двигательная установка

С точки зрения обеспечения эксплуатационной и экологической безопасности ракетно-космических комплексов особо критичным фактором является применение нетоксичных компонентов ракетного топлива. В качестве перспективной экологически чистой топливной пары сегодня рассматривается сочетание компонентов «кислород+метан» (Брегвадзе Д.Т., Габидулин О.В., Гуркин А.А., Заболотько И.А., 2017).

Принципиальным преимуществом кислородно-метанового двигателя является отсутствие обильного сажеобразования в процессе работы, что позволяет рассматривать такие двигатели как наиболее перспективные для применения на будущих многоразовых носителях. Транспортировка и производство метана хорошо освоены и не представляют значительных проблем. Во многих областях, откуда предполагается осуществлять запуск разрабатываемой РН СЛК (в первую очередь – Арктическое и Тихоокеанское побережья), существуют уже освоенные природные месторождения метана. Кроме того, сегодня многие аналитики рассматривают метан как базовый топливный компонент для ракетных двигателей взлётно-посадочного марсианского корабля. Таким образом, работы в области освоения кислородно-метанового топлива на Земле объективно будут способствовать будущей реализации марсианской программы.

В России ЖРД на метане разрабатывают несколько организаций: ИЦ имени М.В. Келдыша, АО «НПО Энергомаш» имени академика В.П. Глушко, КБхиммаш имени А.М. Исаева, ФПГ «Двигатели НК», АО «НИИМаш» и АО КБХА. В то же время модельный ряд существующих кислородно-метановых двигателей пока сильно ограничен. При этом проектанты нацелены на создание двигателей с достаточно большим уровнем тяги, поскольку эти двигатели предназначались для использования на ракетах среднего класса. Так, разработанный и испытанный КБ Химавтоматики демонстратор двигателя РД0162, предназначенный для использования в составе перспективной многоразовой ракетно-космической системы МРКС, развивает тягу у Земли 203,9 тс. Разрабатываемый в настоящее время двигатель-демонстратор РД0177 развивает тягу у Земли 85 тс, а его лётный вариант РД0169 для РН «Амур – СПГ» – 100 тс (Конструкторское бюро химавтоматики). Расчётная тяга у Земли кислородно-метановых двигателей, проектировавшихся НПО «Энергомаш», составляет: для РД-182 – 250 тс, для РД-192.3 – 181 тс. Понятно, что такой уровень тяги существенно превышает потребности РН СЛК.

Напротив, двигатель-демонстратор С5.86.1000-0, разработанный КБхиммаш им. А.М. Исаева и уже прошедший испытания, развивает пустотную тягу 7,5 тс (КБхиммаш им. А.М. Исаева), что не достаточно для 1-й ступени РН СЛК, но при этом избыточно для 2-й. Установка нескольких таких двигателей на 1-й ступени весьма затруднительна по компоновочным соображениям, при этом сохранится необходимость разработки двигателя с существенно меньшей тягой для 2-й ступени, самостоятельное применение которого при этом будет весьма ограничено именно в силу незначительного уровня тяги.

Таким образом, применительно к использованию на РН СЛК целесообразно говорить о создании нового ЖРД.

При создании РН Electron разработчики использовали в ракетных блоках 1-й и 2-й ступеней один и тот же ЖРД Rutherford. При этом в состав двигательной установки блока 1-й ступени входили девять двигателей базового варианта, блок 2-й ступени оснащался одним двигателем с увеличенным высотным сопловым насадком (модификация Rutherford Vacuum).

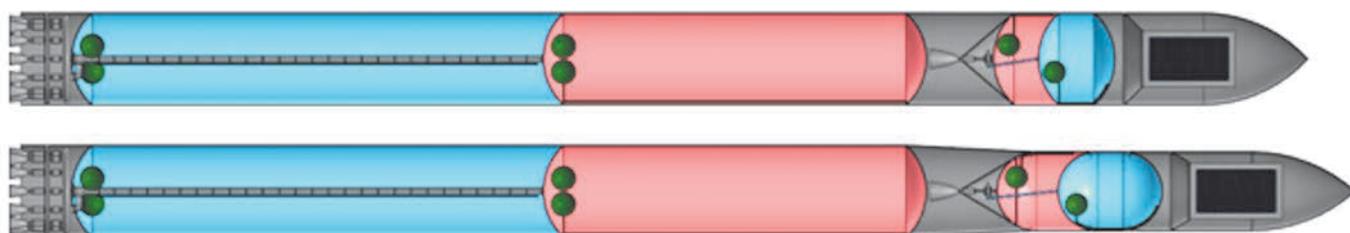


рисунок 4. Схема общего вида РН СЛК в вариантах со 2-й ступенью диаметром 1,4 м (вверху) и 1,2 м (внизу)

таблица 2 – Исходные данные на проектирование ЖРД

	первая ступень	вторая ступень
окислитель	кислород (O ₂)	кислород (O ₂)
горючее	метан (CH ₄)	метан (CH ₄)
соотношение компонентов	3,5	3,5
система подачи	электронасосная	электронасосная
тяга, кг	28600 (стартовая)	2700 (пустотная)
удельный импульс стартовый, м/с	3170..3210	–
удельный импульс пустотный, м/с	3500...3550	3500...3550
число камер в ДУ, шт.	12	1

В рассматриваемом проекте РН СЛК также предлагается исходить из принципа унификации ДУ 1-й и 2-й ступеней. Однако мы предлагаем осуществлять унификацию по определяющему конструктивному узлу – камере сгорания. Таким образом, базовым вариантом становится ЖРД 2-й ступени – однокамерный, оснащённый высотным соплом с высокой степенью расширения. В конструкции же двигателя 1-й ступени используются двенадцать камер, оснащённых соплами с низкой степенью расширения. Двигатели верхней и нижней ступеней будут отличаться насосными узлами, однако использование электронасосной системы подачи позволит выполнить их в значительной степени конструктивно подобными. А сам переход на многокамерный ЖРД на 1-й ступени позволяет также снизить массу ДУ 1-й ступени за счёт общего насосного узла.

Исходные данные для расчёта основных параметров и характеристик проектируемого ракетного двигателя представлены в таблице 2.

Подача компонентов в камеру сгорания осуществляется электронасосами. Анализ данных по зарубежным разработкам РН СЛК и тенденциям в развитии аналогичных проектов показывает, что электронасосная подача (ЭНП) является перспективной технологией для применения на сверхлёгких РН (Булат П.В., 2020). Основное её преимущество состоит в возможности дросселирования тяги в широком диапазоне, что позволит снижать перегрузку в момент окончания работы ракетного блока. Также использование ЭНП позволяет существенно упростить пневмогидросхему ДУ, повысить надёжность двигателя и потенциал для развития в многократный вариант. Аккумуляторные батареи в полёте по мере разрядки для облегчения конструкции предполагается сбрасывать.

В ходе предварительных исследований была разработана методика оптимизации основных характеристик ЖРД (давления в камере сгорания и удельного импульса) от степени разряда аккумуляторов. Предложенный подход базируется на рассмотрении сброса разряженных аккумуляторов как аналога расхода в окружающую среду рабочего тела турбины в схемах ЖРД без дожигания генераторного газа. Это

дало возможность проводить оптимизацию удельного импульса по соотношениям, применяемым в этих схемах. Таким образом, характеристики требуемого ЖРД должны оптимизироваться в зависимости от располагаемых базовых характеристик ЭНП, т.е. КПД насосов, КПД электромоторов, удельной электроёмкости аккумуляторных батарей и реализуемой степени их разряда. Именно характеристики этих элементов, реально достижимые на отечественной промышленной базе, могут стать определяющими для характеристик ЖРД.

6. Мобильная пусковая установка

В качестве базового варианта пусковой установки рассматривается мобильная пусковая установка, позволяющая осуществлять запуск РН с малооборудованной территории. Тем самым достигается расширение возможностей по выведению ПН на заданные орбиты, снижается зависимость от стационарных пусковых комплексов и жёстко фиксированных полей падения.

Также рассматриваются альтернативные варианты пусковой установки в виде быстровозводимого стационарного комплекса и пусковой установки на базе океанского судна («Малый морской старт»).

Состав мобильной пусковой установки показан на рисунке 5.

7. Альтернативные варианты стартового комплекса для РН СЛК

Пуск РН с плавучей платформы из южных широт позволяет увеличить массу полезной нагрузки, а при запуске из умеренных и северных широт даёт возможность избавиться от необходимости отчуждения полей падения на участках суши.

В наиболее простом варианте предлагается использование баржи либо лесовозного судна с небольшими конструктивными доработками. Мобильная пусковая установка своим ходом заезжает на палубу, где осуществляется её закрепление. После выхода судна в заданную точку происходит вертикализация

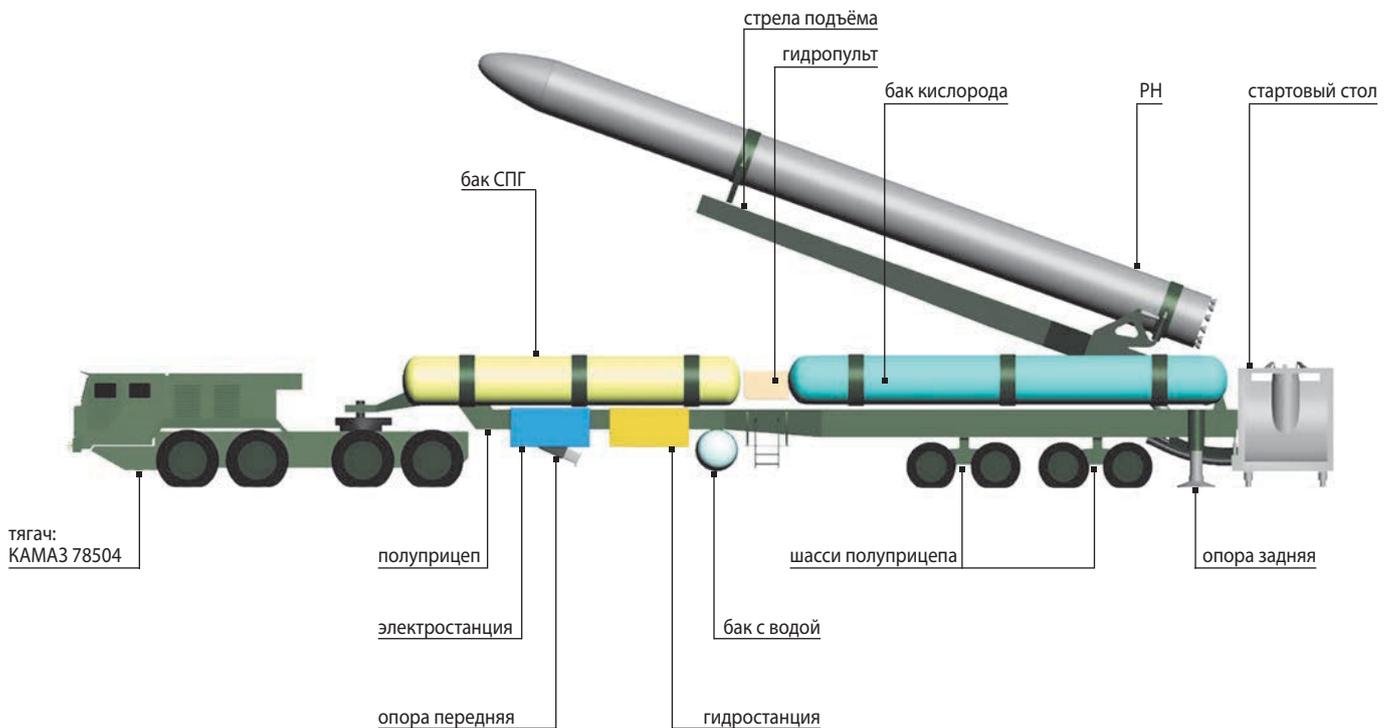


рисунок 5. Состав мобильной пусковой установки

РН и подготовка к пуску. Перед пуском весь персонал перемещается на судно сопровождения; управление пуском происходит из командного пункта, расположенного на нём же. Данный вариант подходит для небольшой частоты пусков и предполагает минимальное количество доработок конструкции судна.

Также возможно рассмотрение варианта, предполагающего серьёзные конструктивные изменения судна и превращение его в самостоятельный плавучий стартовый комплекс. При этом на палубе судна монтируется ангар с подъёмным краном внутри для хранения нескольких РН и их перегрузки. Запуск осуществляется с пусковой установки, конструктивно адаптированной к судну. Данный вариант подходит для большой частоты пусков, однако дороже первого в исполнении.

Создание стационарного наземного стартового комплекса с учётом высокой стоимости работ целесообразно только в том случае, если возникнет потребность в обеспечении значительной частоты пусков.

8. Перспективы развития проекта

В качестве перспектив развития предложенного проекта РН СЛК укажем следующие:

1. Применение на 1-й ступени клиновоздушного двигателя по схеме *Aerospike* (*Imran Mohammed*, 2016; *Besnard Eric, Garvey John*, 2004), позволяющего снизить потери на противодавление на активном участке траектории 1-й ступени. При этом следует подчеркнуть, что предложенная схема 12-камерного

ЖРД открывает хорошую возможность для его преобразования в клиновоздушный двигатель путём введения центрального тела.

Отработка этой технологии и создание эффективных клиновоздушных ЖРД позволит сделать существенный шаг к созданию одноступенчатых средств выведения на орбиту. При этом, однако, следует помнить, что разработка клиновоздушного двигателя связана с решением ряда проблем, в первую очередь относящихся к обеспечению теплозащиты сопла. Потому его создание, вероятно, потребует освоения новых технологий осуществления теплозащиты и применения принципиально новых конструкционных материалов. Вполне возможно, что решение этой проблемы будет связано с внедрением 3D-печати камеры и сопла (возможность изготовления более тонких элементов и более эффективной системы охлаждения) и охлаждением компонентом топлива с использованием фазового перехода. Кроме того, необходимо провести исследование совокупного влияния на эффективность РН увеличивающейся эффективности ЖРД, с одной стороны, и увеличивающейся его массы – с другой.

2. Создание возвращаемой 1-й ступени с обеспечением мягкой посадки и многоразовости. При этом, несмотря на то, что в нашей стране гораздо лучше освоена автоматическая посадка крылатых аппаратов («Бор», «Буран»), применительно к РН СЛК, по всей видимости, более выигрышной в массовом отношении окажется схема с вертикальной посадкой в точку старта. Однако ключевым вопросом

при таком решении станет возможность создания системы управления с характеристиками, позволяющими осуществить такой манёвр. Вопрос выбора схемы посадки также требует предварительного теоретического исследования и обоснования.

3. Дооснащение РН СЛК 3-й ступенью – разгонным блоком, который позволит выводить малые нагрузки на отлётную траекторию к Луне. Эксплуатация такого варианта, по всей видимости, будет осуществляться со стационарного либо морского стартового комплекса.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В статье были представлены основные результаты проектно-исследовательской работы, осуществлённой в МГТУ им. Н.Э. Баумана в сентябре – декабре 2020 года.

В ходе работ было выполнено аналитическое исследование проектов, которые к настоящему времени достигли стадии реализации, разработан и обоснован конструктивный облик РН СЛК, включая определение основных характеристик; разработаны математическая модель траектории, а также методика расчёта (назначения) конструктивных параметров ракеты; выполнена оптимизация основных параметров двигательной установки РН с учётом применения электронасосной подачи; разработан конструктивный облик мобильного стартового устройства; определён предварительный состав возможной кооперации по разработке и производству РН СЛК; определены возможные пути дальнейшего развития предложенной конструкции РН СЛК.

Результаты НИР, разработанные методы и полученные результаты могут использоваться в дальнейших работах по проектированию, конструированию и созданию российской ракеты-носителя сверхлёгкого класса.

В силу ряда причин возможности по детальному рассмотрению всех научных, конструкторских и технологических вопросов, возникающих при проектировании РН СЛК, были ограниченными. Однако проведённые работы показали, что при организации необходимой поддержки МГТУ им. Н.Э. Баумана обладает потенциальной возможностью создания на базе своего коллектива исследовательско-конструкторской группы по вопросам разработки и создания перспективной российской космической техники. Помимо этого, МГТУ им. Н.Э. Баумана всегда открыт к сотрудничеству со всеми государственными и частными предприятиями, организациями и компаниями, которые будут заинтересованы в участии в проекте и готовы внести свой вклад в разработку и создание первой российской ракеты-носителя сверхлёгкого класса.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

Брегвадзе Д.Т., Габидулин О.В., Гуркин А.А., Заболотко И.А. Применение топлива «кислород+метан» в жидкостных ракетных двигателях // Политехнический молодежный журнал. 2017. № 12. С. 1-13.

Булат П.В. Сверхлегкая ракета – двигатель на батареях. [Электронный ресурс]. URL: <https://ntinews.ru/blog/publications/sverkhlegkaya-raketa-dvigatel-nabatareykakh.html> (дата обращения: 04.04.2022).

Данилюк А.Ю., Ключников В.Ю., Кузнецов И.И., Осадченко А.С. Требования к облику и основным проектным параметрам микроракетного комплекса, предназначенного для запуска малых летательных аппаратов размерностей «нано», «пико» и «фемто» // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2015. № 3. С. 107-113.

КБХиммаш им. А.М. Исаева. [Электронный ресурс]. URL: <http://kbhmisaeva.ru/> (дата обращения: 04.04.2022).

Ключников В.Ю. Ракеты-носители сверхлегкого класса: ниша на рынке пусковых услуг и перспективные проекты. Ч. 1 // Воздушно-космическая сфера. 2019. № 3. С. 58-71.

Ключников В.Ю. Ракеты-носители сверхлегкого класса: ниша на рынке пусковых услуг и перспективные проекты. Ч. 2 // Воздушно-космическая сфера. 2019. № 4. С. 64-75.

Конструкторское бюро химавтоматики. [Электронный ресурс]. URL: <https://kbkha.ru/> (дата обращения: 04.04.2022).

Матвеев Ю.А., Позин А.А., Шершаков В.М. Системные вопросы создания ракет-носителей сверхлёгкого класса // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2019. № 2. С. 37-43.

Besnard Eric, Garvey John. Aerospike Engines for Nanosat and Small Launch Vehicles (NLV/SLV) // Space 2004 Conference and Exhibitn 28–30 September 2004, San Diego, California. [Электронный ресурс]. URL: <https://citeseerx.ist.psu.edu/viewdoc/download?doi=10.1.1.544.7636&rep=rep1&type=pdf> (дата обращения: 04.04.2022).

Imran Mohammed. Introduction to Aerospike and its Aerodynamic Features // International Journal of Scientific and Research Publications, Volume 6, Issue 5, May 2016. ISSN 2250-3153. [Электронный ресурс]. URL: <http://www.ijsrp.org/research-paper-0516/ijsrp-p5314.pdf> (дата обращения: 04.04.2022).

RocketLab. [Электронный ресурс]. URL: <https://www.rocketlabusa.com/> (дата обращения: 04.04.2022).

Статья поступила в редакцию 27.05.2022

Статья после доработки 30.05.2022

Статья принята к публикации 30.05.2022

**МЕТОД ОБОСНОВАНИЯ
ОПТИМАЛЬНЫХ ОБЪЁМОВ
ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЙ ОТРАБОТКИ
КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ
С УЧЁТОМ РАЗМЕРОВ ГРУППИРОВКИ,
ПЛАНИРУЕМОЙ К РАЗВЁРТЫВАНИЮ
В КОСМИЧЕСКОМ ПРОСТРАНСТВЕ**

**RATIONALE FOR THE OPTIMAL
SCOPE OF A SPACECRAFT
DEVELOPMENT TEST
CONSIDERING THE SCOPE OF
SC CONSTELLATION
INTENDED FOR DEPLOYMENT
IN OUTER SPACE**



С.Н. Шевченко¹,
*профессор, доктор
технических наук,
SHevchenkoSN@laspace.ru;*
S.N. Shevchenko

В статье предложен метод обоснования оптимальных объёмов экспериментальной отработки космических аппаратов с учётом размеров группировки, планируемой к развёртыванию в космическом пространстве, реализация которых позволит минимизировать суммарные стоимостные затраты, учитывающие, помимо затрат на экспериментальную отработку, возможные стоимостные ущербы при отказах космических аппаратов в ходе их лётных испытаний, а также на этапе эксплуатации.

*Ключевые слова:
космический аппарат;
группировка космических аппаратов;
экспериментальная отработка;
стоимостные затраты;
возможный стоимостный ущерб;
математическая модель суммарных
стоимостных затрат;
критерий оптимизации.*

DOI: 10.26162/LS.2022.57.3.004

The article covers rationale for the optimal scope of a spacecraft development test considering the scope of SC constellation intended for deployment in outer space, which once implemented will minimize the total cost, taking into account in addition to the costs of development testing potential costs of spacecraft failures during the flight tests, as well as during operation.

*Key words:
spacecraft;
spacecraft constellation;
development test;
costs;
potential diseconomies;
mathematical model
of total costs;
optimization criteria.*

¹ АО «НПО Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.

Lavochkin Association, JSC, Russia, Moscow region, Khimki.

Для решения ряда прикладных задач, таких как космическая связь, навигация и др., требуется запуск не единичных космических аппаратов (КА), а развёртывание группировок однотипных КА. При этом размеры таких группировок могут насчитывать сотни или даже тысячи аппаратов. В качестве примера можно привести группировки КА Starlink, One Web.

В связи с этим задача обоснования оптимальных объёмов экспериментальной отработки КА с учётом размеров группировки, планируемой к развёртыванию в космическом пространстве, приобретает особую актуальность. Это обусловлено тем, что недостаточность объёмов наземной отработки систем КА к началу лётных испытаний может приводить к их отказам в полёте и, следовательно, к определённому стоимостному ущербу, а недостаточность объёмов экспериментальной отработки в целом к моменту реализации программы выведения КА и развёртывания группировки в космическом пространстве может приводить к их отказам на этапе эксплуатации и, следовательно, к стоимостному ущербу, включая стоимость потерянной части группировки КА.

Поэтому данная задача сводится к поиску оптимальных в смысле минимума суммарных стоимостных затрат объёмов наземной отработки систем КА и их лётных испытаний. При этом суммарные стоимостные затраты должны включать затраты на наземную отработку, на лётные испытания и на развёртывание группировки КА в космическом пространстве, а также возможные ущербы в стоимостном выражении, получаемые в случае отказов КА при лётных испытаниях и на этапе эксплуатации.

Минимизация суммарных стоимостных затрат не может быть достигнута без оптимального распределения объёмов испытаний и затрат на наземную отработку отдельных систем КА и лётные испытания, что обусловлено зависимостью размеров возможных стоимостных ущербов при отказах КА от уровня отработанности систем и КА в целом. В связи с этим становится возможным связать стоимостные ущербы с объёмами проведённых наземных испытаний систем КА и количеством лётных испытаний. Тогда задача оптимизации объёмов испытаний и распределения затрат на наземную отработку и лётные испытания сводится к нахождению

таких их значений, которые обеспечивают максимальное снижение суммарных стоимостных затрат (Шевченко С.Н., 2018; Шевченко С.Н., 2019; Шевченко С.Н., 2021).

Математическая постановка данной задачи будет иметь следующий вид:

Дано:

K – количество типов системы КА, поставляемых для наземной отработки;

C_i – стоимость единичного наземного испытания i -й системы КА, включающая стоимость объекта испытаний, $i \in [1, K]$;

L – количество лётных испытаний КА;

C_l – стоимость единичного лётного испытания КА, включающая стоимость ракеты-носителя (РН) и обрабатываемого КА, $l \in [1, L]$;

M – требуемый размер группировки КА, планируемой к развёртыванию в космическом пространстве;

$P_{тр}$ – требуемое значение надёжности КА.

Требуется определить \bar{N} , L такие, что

$$C_{\Sigma} \xrightarrow{\bar{N}, L} \min \quad (1)$$

при ограничении $P_{КА} \geq P_{тр}$,

где $\bar{N} = \{n_1, \dots, n_K\}$ – вектор, компоненты которого характеризуют объёмы наземных испытаний i -й системы КА до начала лётных испытаний, $i \in [1, K]$;

C_{Σ} – суммарные стоимостные затраты, определяемые следующим выражением:

$$C_{\Sigma} = C_{но}(\bar{N}) + C_{ли}(L) + C_{ули}(\bar{N}, L) + C_{уив}(\bar{N}, L, M). \quad (2)$$

Здесь $C_{но}(\bar{N}) = \sum_{i=1}^K n_i C_i$ – затраты на наземную отработку систем КА;

$C_{ли}(L) = \sum_{l=1}^L C_l$ – затраты на лётные испытания КА;

$C_{ули}(\bar{N}, L)$ – ожидаемый стоимостной ущерб при отказах КА в ходе лётных испытаний;

$C_{уив}(\bar{N}, L, M)$ – ожидаемый стоимостной ущерб при отказах КА из состава группировки из M аппаратов в процессе эксплуатации после реализации программы их выведения в космическое пространство.

Выражение (1) представляет собой критерий оптимизации, обеспечивающий реализацию экспериментальной отработки КА при минимальных затратах с учётом размеров группировки, планируемой к развёртыванию в космическом пространстве.

МЕТОД ОБОСНОВАНИЯ ОПТИМАЛЬНЫХ ОБЪЕМОВ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЙ ОТРАБОТКИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ С УЧЕТОМ РАЗМЕРОВ ГРУППИРОВКИ, ПЛАНИРУЕМОЙ К РАЗВЕРТЫВАНИЮ В КОСМИЧЕСКОМ ПРОСТРАНСТВЕ

С учётом случайного характера проявления отказов систем КА, приводящих к отказам КА на этапе лётных испытаний и в процессе эксплуатации, заменим величины ущербов в выражении (2) их математическими ожиданиями

$$E\{C_{y_{\text{ли}}}(\bar{N}, L)\} \text{ и } E\{C_{y_{\text{пв}}}(\bar{N}, L, M)\}. \quad (3)$$

Последние для единичного лётного испытания и единичного запуска по программе выведения могут быть определены соотношениями

$$E\{C_{y_{\text{ли}}}(\bar{N}, 1)\} = \sum_{i=1}^K q_i(n_i) C_{y_i}; \quad (4)$$

$$E\{C_{y_{\text{пв}}}(\bar{N}, L, 1)\} = \sum_{i=1}^K q_i(n_i, L) C_{y_i},$$

где $q_i(n_i)$ – оценка вероятности отказа i -й системы КА в лётном испытании, определённая по результатам наземной отработки;

$q_i(n_i, L)$ – оценка вероятности отказа i -й системы КА на этапе эксплуатации, определённая по результатам наземной отработки и лётных испытаний;

C_{y_i} – стоимостной ущерб, получаемый при отказе i -й системы КА в ходе лётного испытания или на этапе эксплуатации в предположении, что её отказ не приведёт к отказу КА в целом.

Символ $E\{\dots\}$ означает математическое ожидание.

С учётом (3) математическая постановка задачи (1) из детерминированной преобразуется в стохастическую:

Требуется найти такие \bar{N} , L , чтобы

$$E\{C_{\Sigma}(\bar{N}, L, M)\} \xrightarrow{\bar{N}, L} \min \quad (5)$$

при ограничении $P_{\text{КА}} \geq P_{\text{тр}}$,

где

$$E\{C_{\Sigma}(\bar{N}, L, M)\} = C_{\text{но}}(\bar{N}) + C_{\text{ли}}(L) + E\{C_{y_{\text{ли}}}(\bar{N}, L)\} + E\{C_{y_{\text{пв}}}(\bar{N}, L, M)\}. \quad (6)$$

Оценка вероятности отказа i -й системы КА $q_i(n_i)$ может быть получена по результатам наземной отработки с использованием следующих соотношений:

$$q_i(n_i) = \begin{cases} \frac{1}{2(n_i+2)}, & \text{если } d_i=0; \\ \frac{d_i}{n_i}, & \text{если } d_i>0, \end{cases}$$

где d_i – количество отказов i -й системы КА при n_i испытаниях.

Оценка вероятности отказа i -й системы КА $q_i(n_i, L)$ может быть получена по результатам наземной отработки и лётных испытаний с использованием следующих соотношений:

$$q_i(n_i, L) = \begin{cases} \frac{1}{2[(n_i+L)+2]}, & \text{если } d_i=0; \\ \frac{d_i}{n_i+L}, & \text{если } d_i>0, \end{cases}$$

где d_i – количество отказов i -й системы КА при n_i+L испытаниях.

С учётом (4) и (6) получим следующее выражение для математической модели суммарных стоимостных затрат, входящих в критерий оптимизации (5):

$$E\{C_{\Sigma}(\bar{N}, L, M)\} = \sum_{i=1}^K n_i C_i + \sum_{l=1}^L C_l + \sum_{l=1}^L \left[\sum_{i=1}^K q_i(n_i) C_{y_i} \right] + \sum_{m=1}^M \left[\sum_{i=1}^K q_i(n_i, L) C_{y_i} \right]. \quad (7)$$

Минимизация выражения (7), являющегося целевой функцией в критерии оптимизации (5), по целочисленным параметрам $\bar{N} = \{n_1, \dots, n_K\}$, L позволяет определить оптимальные объёмы наземной отработки систем КА и их лётных испытаний с учётом размеров группировки, планируемой к развёртыванию в космическом пространстве.

список литературы

Шевченко С.Н. Метод обоснования объёмов экспериментальной отработки и количества запусков по программе выведения полезной нагрузки в космическое пространство при переоборудовании межконтинентальных баллистических ракет в ракеты космического назначения // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2018. № 1. С. 51-54.

Шевченко С.Н. Метод планирования объёмов наземной отработки ракет космического назначения до начала их лётных испытаний // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2019. № 1. С. 27-30.

Шевченко С.Н. Метод обоснования оптимальных объёмов испытаний и количества запусков ракет космического назначения в условиях вынужденного со вмещения этапов их экспериментальной отработки и серийного производства // Космонавтика и ракетостроение. 2021. № 3 С. 26-32.

Статья поступила в редакцию 11.02.2022

Статья после доработки 11.02.2022

Статья принята к публикации 11.02.2022

СПОСОБЫ ВЫПОЛНЕНИЯ ТРЕБОВАНИЙ ПЛАНЕТАРНОЙ ЗАЩИТЫ НА ЭТАПАХ СБОРКИ И ИСПЫТАНИЙ КА С МАРСИАНСКИМ ДЕСАНТНЫМ МОДУЛЕМ

METHODS OF PLANETARY PROTECTION REQUIREMENTS FULFILLMENT AT THE STAGES OF ASSEMBLY AND TESTING OF THE SC WITH MARTIAN LANDING MODULE



Д.В. Захаренко¹,
аспирант,
zdv@laspace.ru;
D.V. Zakharenko

В работе представлены основные требования по планетарной защите при подготовке марсианской миссии и описаны мероприятия по их выполнению на различных этапах сборки и испытаний марсианского десантного модуля (ДМ). Автор в данной статье аккумулирует опыт применения существующих технических решений и методов по планетарной защите в технологическом процессе создания ДМ.

Ключевые слова:

*планетарная защита;
десантный модуль;
стерилизация;
деконтаминация;
микробиологический контроль;
микробиологические пробы;
ультрафиолетовое облучение.*

DOI: 10.26162/LS.2022.57.3.005

The article presents the basic planetary protection requirements in the preparation of the Martian mission and describes the activity for their implementation at various stages of assembly and testing of the Martian landing module. In this article author accumulates the experience of application of planetary protection technical solutions and methods in technological process of creating descent module.

Key words:

*planetary protection;
landing module;
sterilization;
decontamination;
microbiological control;
microbiological samples;
ultraviolet irradiation.*

¹ АО «НПО Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.

Lavochkin Association, JSC, Russia, Moscow region, Khimki.

Введение

Широкий спектр научных исследований Марса (изучение атмосферы, пылевой и радиационной обстановки, поверхностных и глубинных слоёв грунта, сейсмических процессов, поиск возможных форм жизни в прошлом и настоящем планеты и т.д.) достигается созданием космического аппарата с посадочным на поверхность планеты модулем с комплексом научной аппаратуры и марсоходом, содержащим, в том числе, прибор для проведения биологического эксперимента (*Российский сегмент международной космической экспедиции*, 2020; *Шуришаков А.Е. и др.*, 2019).

В соответствии со статьей IX Договора от 27 января 1967 года «О принципах деятельности по исследованию и использованию космического пространства, включая Луну и другие небесные тела» (Лондон/Вашингтон, 27 января 1967 год) в применении к внеземным экспедициям необходимо предохранять исследуемые планеты и Землю от биологического загрязнения, что является основным содержанием политики планетарной защиты. В связи с этим международный Комитет по космическим исследованиям (COSPAR) разработал классификацию миссий и установил определенные рекомендации для всех участников межпланетных проектов для разработки мероприятий по выполнению требований планетарной защиты (*COSPAR Planetary Protection Policy*, 2021).

Основной целью планетарной защиты межпланетной миссии с посадкой аппарата на Марс является защита марсианской среды от загрязнения земными микроорганизмами. Наличие в составе посадочного аппарата приборов по поиску возможных форм марсианской жизни накладывает на всех стадиях работы от начала сборки до старта КА особенно серьезные требования по ограничению микробиологической нагрузки десантного модуля.

Экспедиция с десантным модулем (ДМ), в котором марсоход оснащён аппаратурой для проведения биологических экспериментов, в целом относится к категории IVb по классификации COSPAR (*COSPAR Planetary Protection Policy*, 2021), при этом к десантному модулю предъявляются требования миссий категории IVa (посещение планеты без поиска жизни), допускающие для поверхностной плотности контаминации не более 300 бактериальных спор на 1 м².

Однако наряду с этим существенно ограничивается и общая контаминация ДМ земными микроорганизмами, а именно (*COSPAR Planetary Protection Policy*, 2021): общая поверхностная бионагрузка посадочного аппарата перед пуском не должна превышать

$3 \cdot 10^5$ бактериальных спор. Общее количество бактериальных спор (поверхностное и объёмное), которое допускается при посадке на Марс (включая ДМ и обломки двигательной установки – перелётного модуля, попадающие на поверхность Марса), не должно превышать $5 \cdot 10^5$ спор.

Реальное распределение бионагрузки по составным частям (СЧ) десантного модуля, разработанное с учётом возможности применения различных совместимых с материалами СЧ методов стерилизации и/или очистки, должно быть представлено в так называемом биобюджете, который редактируется на различных этапах работы с учётом результатов взятых микробиологических проб.

Ниже описаны подходы, процедуры и мероприятия (*Хамидуллина Н.М. и др.*, 2020), реализация которых позволяет в полной мере выполнить требования по планетарной защите, т.е. изложены основные положения методического обеспечения политики планетарной защиты.

1. Методы стерилизации

Под стерилизацией понимается система мероприятий, приводящих к полной очистке объекта от всех жизнеспособных клеток микроорганизмов и их покоящихся форм (споры, цисты и т.д.). Ниже представлены основные виды стерилизации составных частей КА.

1. Радиационная стерилизация: стерилизация по объёму гамма-излучением или потоком электронов материалов и агрегатов КА (за исключением радиоэлектронной аппаратуры), радиационная стойкость которых подтверждена либо испытаниями, либо справочными данными. Стерилизующая поглощённая доза в объекте при облучении лежит в диапазоне от 10 кГр до 25 кГр в зависимости от начального уровня биологической загрязнённости. В каждом конкретном случае получаемый по окончании стерилизационной обработки уровень стерильности определяется исходным уровнем бионагрузки и величиной поглощённой дозы (*Дешевая Е.А. и др. Возможности...*, 2020).

2. Термическая (тепловая) стерилизация по объёму сухим теплом или автоклавирование (*ОФС.1.1.0016.15*, 2016).

3. Поверхностная стерилизация ультрафиолетовым облучением элементов КА, а также обеззараживание воздуха и поверхностей чистых помещений (*Shashkovskiy S.G. et al.*, 2016; *Захаренко Д.В., Хамидуллина Н.М., Устинов С.Н.*, 2021).

4. Газовая стерилизация 100% оксидом этилена с последующей дегазацией для устранения токсичных осадений (*ОФС.1.1.0016.15*, 2016), которая

эффективна для обеззараживания радиоэлектронной аппаратуры КА, поскольку не оказывает разрушающего действия (как радиация) на комплектующие электрорадиоизделия.

5. Стерилизация парами перекиси водорода радиоэлектронной аппаратуры (РЭА). Этот метод был успешно применен для стерилизации научной аппаратуры пенетраторов в экспедиции «Марс-96» (*Debus A. et al.*, 1995). В настоящее время в космической отрасли не применяется.

Основной принцип применения методов стерилизации – совместимость с используемыми комплектующими и материалами объекта.

2. Основные методы очистки

Под очисткой (деконтаминацией) понимается система мероприятий по снижению микробиологического загрязнения до заданного приемлемого уровня.

Каждый поставляемый на сборку агрегат подвергается поверхностной очистке от пыли и микроорганизмов. Поверхностная очистка от пыли осуществляется механическим удалением пыли (например, смывом влажными салфетками и т.п.); поверхностная очистка от микроорганизмов осуществляется специальными средствами: 70% раствор этилового или изопропилового спирта, спороциды (например 1,5% перекись водорода) и дезинфектанты для уборки помещений (например средство отечественного производства «Экор» (*Дешевая Е.А. и др.*, 2017; *Дешевая Е.А. и др. Средства...*, 2020), европейский дезинфектант ContecProchlor и т.д.). Применяемые методы поверхностной очистки должны быть совместимы с используемыми материалами.

3. Сборка в чистых помещениях

Сборка посадочных аппаратов на поверхность Марса должна производиться, в зависимости от этапа сборки, в чистых помещениях класса ИСО 8 НС и ИСО 7 НС (НС, Highly Controlled – строго контролируемое), контролируемых не только по промышленной чистоте (*ГОСТ ИСО 14644-1-2002*), но и по уровню микробиологического загрязнения.

К чистым помещениям класса ИСО 8 НС предъявляются следующие требования:

- средняя поверхностная плотность спорообразующих микроорганизмов не должна превышать 1000 бактериальных спор/м²;
- общая плотность микроорганизмов в колониеобразующих единицах (КОЕ) в воздухе – не более 100 КОЕ/м³;
- общая плотность на поверхности – не более 10000 КОЕ/м²;

- подготовительная работа должна проводиться во вспомогательных помещениях (зона переодевания, тамбуры, шлюзы), в них плотность спорообразующих микроорганизмов не должна превышать 10000 спор/м² или, учитывая, что споры составляют примерно 10% от общего количества микроорганизмов, 100000 КОЕ/м².

В чистом помещении класса ИСО 7 НС:

- средняя поверхностная плотность спорообразующих микроорганизмов не должна превышать 50 бактериальных спор/м²;
- общая плотность микроорганизмов в воздухе – не более 10 КОЕ/м³;
- общая плотность на поверхности – не более 500 КОЕ/м²;
- плотность спорообразующих микроорганизмов во вспомогательных помещениях не должна превышать 1000 спор/м² или 10000 КОЕ/м².

4. Спецодежда для работы в чистых помещениях

Одним из основных источников микробиологического загрязнения среды чистого помещения является человек. В связи с этим огромное значение имеет использование специальной одежды, предотвращающей такое загрязнение. Основные требования к специальной одежде можно свести к следующему:

- спецодежда должна соответствовать классу чистого помещения, в котором производится сборка; в частности, при работе в чистом помещении класса ИСО 7 НС операторы должны быть изолированы от оборудования с помощью специальной стерильной одежды, оставляющей открытыми только глаза. Руки защищаются от контакта с оборудованием посредством хирургических перчаток поверх одежды;
- смена и стирка специальной одежды производятся в соответствии с инструкциями, принятыми для чистого помещения каждого из классов; спецодежда должна изготавливаться полностью из специального синтетического материала, обработанного антистатиком и поддающегося очистке при загрязнении частицами.

5. Процедура доступа и правила поведения в чистом помещении

В чистое помещение допускается только специально подготовленный и обученный персонал в специальной одежде.

Ниже представлены основные требования к процедуре доступа в чистые помещения:

СПОСОБЫ ВЫПОЛНЕНИЯ ТРЕБОВАНИЙ ПЛАНЕТАРНОЙ ЗАЩИТЫ НА ЭТАПАХ СБОРКИ И ИСПЫТАНИЙ КА С МАРСИАНСКИМ ДЕСАНТНЫМ МОДУЛЕМ

- процедура доступа в чистое помещение должна соответствовать классу чистоты этого помещения;
- переодевание в специальную одежду каждого из классов производится в соответствии с Инструкцией по процедуре доступа в чистовое помещение;
- переодевание в специальную одежду необходимого класса чистоты должно происходить в шлюзовой камере, расположенной при входе в чистовое помещение.

В чистом помещении персонал должен соблюдать определённые правила поведения, позволяющие снизить биологическое загрязнение и перезагрязнение элементов космического аппарата, в частности:

- движения людей не должны быть порывистыми и резкими, т.к. скорость отделения частиц и бактерий в воздух прямо пропорциональна двигательной активности персонала;
- персонал не должен прижимать материалы к себе. Несмотря на то, что операторы в чистых помещениях работают в специальной одежде, которая по качеству гораздо чище обычных халатов и спецодежды, на ней, тем не менее, есть загрязнения, и, соответственно, частицы, волокна и микроорганизмы могут попасть на переносимые предметы;
- персонал никогда не должен много и громко разговаривать, находясь вблизи от изделия, поскольку в этот момент частицы слюны могут проникнуть через зазор между маской и поверхностью кожи и загрязнить изделие. Во время кашля или чихания с поверхности маски могут отделяться загрязнения в повышенном количестве, в таком случае работнику необходимо отвернуться от сборки.

6. Упаковка, транспортировка

Все комплектующие изделия, поставляемые на сборку после стерилизации и/или поверхностной очистки, помещаются в двойную стерильную микробиологически непроницаемую упаковку (биологическая защита, биобарьер), например, из материала Tyvek или стерильной антистатической плёнки.

Требования, предъявляемые к упаковке:

- упаковка должна изготавливаться из плотной антистатической полиэтиленовой плёнки, либо на своей внешней поверхности должна иметь металлизированный шлейф (полоску) для съёма статического электричества;

- первая (наружная) упаковка вскрывается в тамбуре (шлюзовой камере) перед входом в чистовое помещение для сборки;
- нарушение герметичности и вскрытие второй (внутренней) упаковки допускается только в чистовом помещении после проведения её внешней спиртовой очистки;
- после вскрытия упаковки не допускается её вторичное использование.

Все комплектующие изделия и посадочный аппарат после упаковки транспортируются на сборку в специальной транспортировочной таре (транспортировочном контейнере), исключающей:

- прорыв упаковки;
- попадание пыли размером $> 0,3$ мкм и влаги при проведении транспортных операций и хранении;
- образование локальных концентраций статического электричества.

Кроме того, транспортировочный контейнер должен обеспечивать необходимую амортизацию в соответствии с перегрузками, допускаемыми по ТУ на комплектующее изделие, а также содержать в своей конструкции такелажные приспособления, обеспечивающие её перенос и крепление в транспортных средствах.

7. Микробиологический контроль

Для оценки уровней биоконтаминации элементов посадочного модуля и КА в целом на всех этапах работ осуществляется микробиологический контроль поверхностей агрегатов по соответствующим методике и инструкции, основанным на (*ГОСТ ИСО 14698-1-2005; ECSS-Q-ST-70-58C, 2008*): берутся пробы с поверхностей специальными салфетками и тампонами. После вскрытия и снятия упаковки с изделия, поставленного на сборку в чистое помещение, проводится входной микробиологический контроль на поверхностную обсеменённость бактериальными спорами. При превышении уровня в 300 спор/ m^2 упакованное изделие должно возвращаться поставщику для повторной очистки, что оформляется актом.

Кроме того, в процессе сборки периодически осуществляется микробиологический контроль поверхностей элементов КА для предотвращения их перезагрязнения, а также проводится контроль (пробы воздуха и мазки с поверхностей) чистого помещения на определение уровня биологического загрязнения и, в случае превышения нормативов, выдаётся рекомендация на проведение дополнительного обеззараживания (уборки).

8. Особенности выполнения требований планетарной защиты на различных этапах работ

В настоящем разделе подробно рассматриваются особенности методов и мероприятий для выполнения требований планетарной защиты на различных этапах работ по созданию ДМ и КА.

8.1. Сборка составных частей (устройств, аппаратуры и отдельных конструкций) десантного модуля:

- составные части из металлических и радиационно-стойких полимерных материалов могут подвергаться объёмной радиационной стерилизации с дозой до 25 кГр (*Дешева Е.А. и др. Возможности..., 2020*) или поверхностной стерилизации импульсным ультрафиолетом (*Захаренко Д.В., Хамидуллина Н.М., Устинов С.Н., 2021*);
- термостойкая радиоэлектронная аппаратура стерилизуется сухим теплом в двойной микробиологически непроницаемой упаковке; приборы, которые не могут выдерживать высокие стерилизующие температуры, протираются этиловым спиртом на всех стадиях их сборки в чистом помещении класса ИСО 8;
- часть приборов (например, научные приборы) могут подвергаться газовой стерилизации 100% оксидом этилена с последующей дегазацией для удаления токсинов;
- элементы ДМ, непосредственно контактирующие с марсианской средой и имеющие большие размеры, например, подсистемы спуска и посадки ДМ (лобовой экран и задний кожух) могут быть стерилизованы импульсным ультрафиолетовым облучением, либо при наличии соответствующих установок большого объёма сухим теплом (*Захаренко Д.В., Хамидуллина Н.М., Устинов С.Н., 2021*).

8.2. Предварительная сборка десантного модуля

Первоначальная сборка ДМ должна проводиться в чистом помещении класса 8 ИСО НС, которое аттестовано по промышленной чистоте и контролируется по микробиологической чистоте. В процессе работ необходимо производить УФ-облучение поверхностей КА и очистку их этиловым спиртом при постоянном микробиологическом контроле.

Кроме того, необходимо проводить постоянный микробиологический контроль уровня микробной загрязнённости упомянутого выше чистого помещения. Вспомогательное оборудование должно вно-

ситься в чистое помещение только после обеззараживания спиртом или эффективным дезинфекционным средством. Целью проведения постоянного микробиологического контроля являлось выполнение требований обеспечения микробиологической чистоты на каждом этапе сборочных работ.

Данные микробиологических исследований показывают, что при применении в работах импульсного УФ-облучения и уборки с применением эффективного дезинфектанта может быть достигнута высокая степень микробиологической чистоты сборочного помещения, характерная для чистых помещений класса ИСО 7НС.

8.3. Окончательная сборка лётного образца СКА

Окончательная сборка космического аппарата, в который входят десантный модуль и другие составные части, должна проводиться в чистом помещении класса ИСО 7 НС. При этом, естественно, должны осуществляться ежедневная уборка с дезинфектантом, строгое выполнение процедуры доступа через шлюз с переодеванием в спецодежду класса ИСО 7 и т.д. В процессе сборки производится очистка изопропиловым или этиловым спиртом поверхностей СКА при постоянном микробиологическом контроле.

На каждом этапе сборочных работ и при проведении необходимых испытаний определяется бионагрузка КА. В период сборочных работ особенно важным является микробиологический контроль над так называемыми сопряжёнными поверхностями, т.е. поверхностями СКА, доступ к которым в дальнейшем становится невозможен.

Все вносимые лётные изделия и их элементы должны быть упакованы в микробиологически непроницаемые чехлы и иметь специальный сертификат микробиологической чистоты (или сертификат уровня бионагрузки).

Этот важный документ содержит информацию о методе стерилизации (очистки) СЧ СКА, эффективности применённого метода, уровне поверхностной и объёмной бионагрузки (споры), а также поверхностной плотности бионагрузки (спор/м²). Любой элемент, устанавливаемый на космический аппарат, без предоставления сертификата, подтверждающего заданный уровень микробиологической чистоты, не допускается в чистое помещение.

8.4. Испытания КА

В разделе приведены самые основные мероприятия для выполнения требований по планетарной защите при проведении испытаний.

Транспортировка КА осуществляется в двойной стерильной микробиологически непроницаемой упаковке (материал Tyvek, простерилизованный гамма-излучением).

До размещения КА в помещении класса ИСО 8 (после извлечения из контейнера) снимается внешняя упаковка, наружная сторона которой была загрязнена в процессе транспортировки. Далее КА размещается в чистой палатке класса ИСО 7 НС, которая должна располагаться в чистом помещении, как минимум, класса ИСО 8.

Если КА испытывается на стендах в помещениях класса 8 ИСО, не контролируемых по микробиологической защите, то он упаковывается в стерильную упаковку из материала Tyvek.

При превышении поверхностной бионагрузки (по данным микробиологического контроля) проводится повторная очистка спиртом и взятие микробиологических проб, подтверждающих эффективность принятых мер.

Мировой опыт показывает, что при условии применения всех описанных технических решений, методов и мер к окончанию сборки КА может быть получен большой запас по уровню как поверхностной бионагрузки, так и объёмной бионагрузки элементов ДМ, т.е. можно говорить о выполнении требований планетарной защиты к началу пусковой кампании.

Автор выражает глубокую благодарность специалистам ГНЦ РФ – ИМБП РАН за ценные замечания и рекомендации.

список литературы

ГОСТ ИСО 14644-1-2002. Чистые помещения и связанные с ними контролируемые среды. Часть 1. Классификация чистоты воздуха. ISO 14644-1-99.

ГОСТ ИСО 14698-1-2005. Чистые помещения и связанные с ними контролируемые среды. Часть 1: Контроль бионагрузки.

Дешевая Е.А., Хамидуллина Н.М., Часовских А.В., Харин С.А. и др. Возможности радиационной стерилизации при выполнении миссии «ЭКЗОМАРС» // *Авиакосмическая и экологическая медицина.* 2020. Т. 54, № 5. С. 65-72.

Дешевая Е.А., Фиалкина С.В., Полянская А.Б., Хамидуллина Н.М. и др. Средства дезинфекции чистых сборочных помещений, контролируемых по микробиологической чистоте // *Российский сегмент международной космической экспедиции «ЭКЗОМАРС-2022»* / Авт.-сост. В.В. Ефанов; Под ред. д.т.н. В.В. Ефанова, к.э.н. Х.Ж. Карчаева. В 2-х т. Т. 1. Химки: АО «НПО Лавочкина», 2020. С. 173-180.

Дешевая Е.А., Хамидуллина Н.М., Гуридов А.А., Захаренко Д.В. и др. Обеспечение программы планетарной защиты при реализации миссии «ЭКЗОМАРС-2016» // *Авиакосмическая и экологическая медицина.* 2017. Т. 51, № 4. С. 52-58.

Захаренко Д.В., Хамидуллина Н.М., Устинов С.Н. Выбор метода стерилизации подсистем спуска и посадки космического аппарата на планеты с наличием атмосферы // *Вестник НПО им. С.А. Лавочкина.* 2021. № 4. С. 39-44.

ОФС.1.1.0016.15. Стерилизация. Методы стерилизации. 2016. 15 с.

Российский сегмент международной космической экспедиции «ЭКЗОМАРС-2022» / Авт.-сост. В.В. Ефанов; Под ред. д.т.н. В.В. Ефанова, к.э.н. Х.Ж. Карчаева. В 2-х т. Т.1. Химки: АО «НПО Лавочкина», 2020. -232 с.

Хамидуллина Н.М., Дешевая Е.А., Устинов С.Н., Захаренко Д.В. и др. Основные принципы, требования и методы обеззараживания // *Российский сегмент международной космической экспедиции «ЭКЗОМАРС-2022»* / Авт.-сост. В.В. Ефанов; Под ред. д.т.н. В.В. Ефанова, к.э.н. Х.Ж. Карчаева. В 2-х т. Т.1. Химки: АО «НПО Лавочкина», 2020. С. 157-163.

Ширшаков А.Е., Карчаев Х.Ж., Мошнеев А.А., Лоханов И.В. На шаг впереди (к 80-летию ОКБ НПО имени С.А. Лавочкина) // *Вестник НПО им. С.А. Лавочкина.* 2019. № 2. С. 3-18.

COSPAR Planetary Protection Policy (Prepared by the COSPAR Panel on Planetary Protection and approved by the COSPAR Bureau on 3 June 2021) // *Space Research Today.* August 2021. 211. P. 12-25.

Debus A., Runavot J., Rogovski G., Bogomolov V. et al. Planetary protection program for MARS 94/96 mission // *COSPAR Hambourg 1994, Advance in Space Research.* 1995. Vol. 18, № 1/2. P. 323-332.

ECSS-Q-ST-70-58C. Обеспечение качества космической продукции. Микробиологический контроль полетного аппаратного обеспечения и чистоты помещений. 2008.

Shashkovskiy S.G., Deshevaya E.A., Kireev S.G., Zhelaev I.A. et al. Surface decontamination of ExoMars-2020 Martian landing module by pulsed UV irradiation // *7 Московский симпозиум по Солнечной системе.* 10-14 октября 2016. М.: ИКИ РАН, 2016. С. 274-ab.

Статья поступила в редакцию 26.05.2022

Статья после доработки 26.05.2022

Статья принята к публикации 26.05.2022

ТЕПЛОИЗОЛЯЦИОННЫЙ АЭРОГЕЛЬ В ИЗДЕЛИЯХ КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ И ЕГО ВОЗМОЖНОСТИ В СОЗДАНИИ НОВЫХ УНИКАЛЬНЫХ ТЕХНОЛОГИЙ И МАТЕРИАЛОВ



Н.Н. Иванов¹,
кандидат физико-
математических наук,
ivanov_n_n@laspacespace.ru,
ivanov.n.63@yandex.ru;
N.N. Ivanov

В работе представлен перечень известных авторам областей применения аэрогеля в космической технике и приборостроении. Представлены новые экспериментальные данные отечественного аэрогеля SiO₂ по дисперсности пор, удельной поверхности и удельному объёму. Эксперименты проводились на анализаторе NOVA 1200e. Результаты показывают, что аэрогель, как и ЭВТИ, – материал с большими перспективами по использованию в космических аппаратах.

Ключевые слова:
космический аппарат;
аэрогель SiO₂;
анализатор NOVA 1200e;
размеры ансамбля пор;
удельная площадь поверхности;
удельный объём пор.

DOI: 10.26162/LS.2022.57.3.006

¹ АО «НПО Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.

THERMAL APPLICATION OF AEROGEL IN SPACE ENGINEERING ITEMS AND ITS CAPABILITIES IN CREATING OF NEW UNIQUE TECHNOLOGIES AND MATERIALS



Ю.А. Шадрина¹,
ShadrinaIUA@laspacespace.ru;
Yu.A. Shadrina

The article provides a list of aerogel implementations in space technology and instrumentation known to the authors. New experimental data of the domestic SiO₂ aerogel on pore dispersion, specific surface area and specific volume are presented. The experiments were carried out using the NOVA 1200e analyser. The results show that similar to the MLI aerogel is a material providing great prospects for spacecraft engineering application.

Key words:
spacecraft;
aerogel SiO₂;
NOVA 1200e analyser;
dimensions of the pore ensemble;
specific surface area;
specific pore volume.

Lavochkin Association, JSC, Russia, Moscow region, Khimki.

ВВЕДЕНИЕ

Работы по исследованию актуальных свойств аэрогелевого класса материалов, использование этих свойств в космических аппаратах, в промышленности, прежде всего в строительной индустрии, находятся в фокусе фундаментальных исследований многих крупных национальных научных лабораторий мира. К настоящему времени, кроме кремнезёмного аэрогеля, учёные создали аэрогели на основе углерода, оксидов цинка, хрома, олова, железа, вольфрама.

Однако кремнезёмный аэрогель – материал особенный. Аэрогели представляют собой лёгкие высокопористые материалы с уникальными свойствами (Kistler S.S., 1931), причём их свойства сильно зависят от их плотности. Можно утверждать, что аэрогель – это «старший родной брат» ЭВТИ с большими перспективами по использованию в космических аппаратах. Создателем пионерного аэрогеля на основе кремнезёма, востребованного в современной космической технике, является американский химик С.С. Кистлер (1900–1975).

Хорошо известно, что современная наука базируется на исследованиях, проводимых на экспериментальных стендах и в научных лабораториях. Результат этих исследований – новые технические решения и новые материалы с их уникальным применением в различных прикладных областях науки и техники.

Для чего нужны экспериментальные исследования свойств аэрогеля? Полученные на стендах первичные экспериментальные данные по аэрогелю полезны и необходимы в плане теоретического конструи-

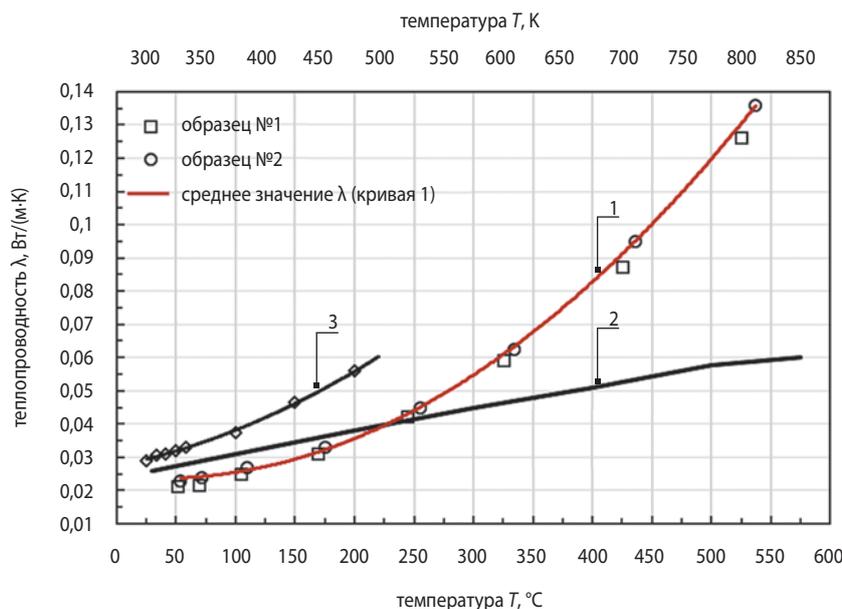
рования; необходимы они для проверки и уточнения разрабатываемых методов расчёта образования пористых структур и новых, ещё неизвестных, свойств аэрогелевых материалов. Экспериментальные данные по поверхности и объёму пор аэрогеля необходимы также при разработке уникальных технологий получения новых материалов, при исследовании процесса внедрения наноконпонентов в аэрогелевую матрицу и получении материалов с новыми уникальными свойствами, например, новых катализаторов, новых взрывчатых веществ. Технология получения аэрогелей входит в список критических технологий (27 пунктов) Российской Федерации (Указ Президента РФ от 30 марта 2002 г. № 578).

Ниже представлен перечень известных авторам значимых областей применения аэрогеля в космической технике.

1. Легковесная теплоизоляция устройств и приборов на марсианских роверах (Spirit, программа Mars Pathfinder, марсоход Sojourner, Opportunity), низкий коэффициент теплопроводности $\lambda_{\text{аэп}}=(0,02-0,03)$ Вт/м·К (Jones S.M., 2006).

2. Улавливание в космосе и вблизи небесных тел высокоскоростных микрометеороидов, скорость которых превышает 7 км/с, капсулирование уловленных частиц и доставка их на Землю (экспедиция NASA Stardust к комете 81P/Вильда 2 (07.02.1999–15.01.2006), МКС «Мир») (Tsou P., 1995).

3. Аэрогелевые черенковские детекторы в космосе. Магнитный альфа-детектор AMS-02, установленный на МКС и предназначенный для регистрации потоков физических частиц – протонов, антипротонов, ядер.



1 – зависимость от температуры $T=(50-540)^{\circ}\text{C}$ (опыты автора Н.Н. Иванова – ОАО «Композит»); **2** – воздух (Чиркин В.С., 1968); **3** – аэрогель (проспект фирмы Netzsch).

рисунки 1. Зависимости $\lambda=f(T)$ для SiO_2 -аэрогеля

таблица 1 – Свойства кремнезёмного аэрогеля SiO₂

характеристики	значения
состав	95% SiO ₂ , ~4% С, ~1% Н (гидрофобный тип), 99,6% SiO ₂ , ~0,4% Н (гидрофильный тип)
диапазон плотности, ρ, кг/м ³	4...600 (для воздуха ρ ₀ =1,225 кг/м ³ при T ₀ =288 К и P ₀ =0,1 МПа)
диапазон показателя рефракции (преломления), n	1,0008...1,126 на длине волны 0,6328 мкм (красный He-Ne лазер) (для стекла n≈1,5)
диапазон пористости, П, %	73...99,8
диапазон площади удельной поверхности, S _{уд} , м ² /г	580...960
диапазон модуля Юнга, Н/м ²	6,9×10 ⁴ ...3,5×10 ⁸
коэффициент термического расширения	~2×10 ⁻⁶ см/см при (293...353) К
коэффициент светопропускания	>90% (типично)** на длине волны 0,6328 мкм (красный He-Ne лазер)
теплопроводность*, λ, Вт/(м×К)	~0,02 при T ₀ =300 К (воздух, λ=0,02485 при T ₀ =290 К и P ₀ =0,1 МПа) (вода, λ=0,599 при T ₀ =293 К и P ₀ =0,1 МПа)
теплопроводность твёрдой компоненты аэрогеля*, λ _{тв} , Вт/(м×К)	~10 ⁻⁵ при T ₀ <10 К и P ₀ =0,1 МПа
скорость звука*, с, м/с	100...760
акустический импеданс*	(10 ³ ...10 ⁵) кг/(м ² ×с)
состояние аэрогеля в процессе воздействия на него рентгеновского излучения	аморфное
температура плавления аэрогеля, T, К	~1473
Примечания	
* Приближенные данные, заимствованные из измерений материалов, подобных аэрогелю; все другие величины – результаты измерений аэрогелей в Ливерморской национальной лаборатории им. Лоуренса.	
** Результат получен в экспериментальных исследованиях на оптической толщине, данные по которой не указаны.	

4. Теплоизоляция и противомикретеороидная защита критичных областей конструкции и приборов на космических аппаратах, межпланетных космических станциях и спутниках (*Зарубин В.С. и др.*, 2021; *Иванков А.А. и др.*, 2020; *Иванов Н.Н. и др.* Теплоизоляционный..., 2011).

5. Теплоизоляция и противомикретеороидная защита скафандров космонавтов, предназначенных для работы в открытом космосе.

6. Использование аэрогеля при сооружении лунной и марсианской баз (отдалённый проект).

7. Использование легковесного, теплоизоляционного, радиопрозрачного аэрогеля в антенных приёмопередающих модулях космических аппаратов (проект).

8. Использование аэрогеля при тепловакуумных испытаниях космических аппаратов в наземных вакуумных камерах.

9. Использование аэрогеля в энергоёмких твёрдополимерных топливных элементах космического назначения.

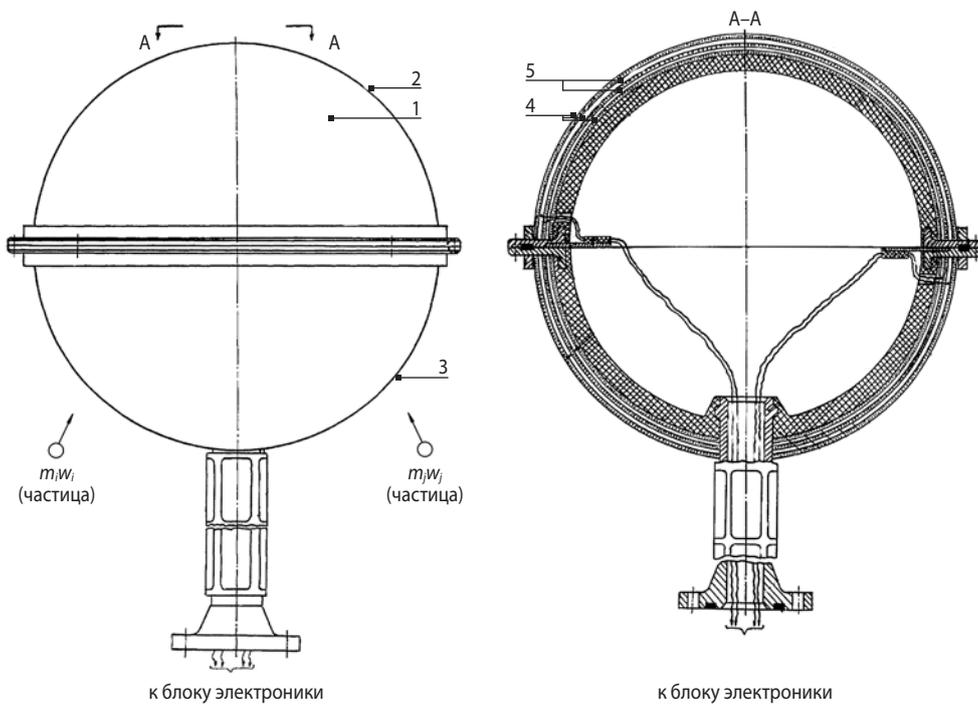
10. Использование аэрогельных фильтров для очистки воздуха (в основном от спиртовых паров) в салонах самолётов компании Airbus. (Разработка учёных Гамбургского технического университета.)

Можно напомнить, что в заключении технического отчета, утверждённого М.В. Келдышем и С.А. Лавочкиным в 1957 году, записано: «Должен быть организован промышленный выпуск следующих неметаллических материалов, работоспособных при высоких температурах, действующих на ракету в полёте: а) ... е) теплоизоляционного материала – аэрогеля для тепловой защиты отсеков ракеты». Экземпляры отчёта хранятся в архивах АО «НПО Лавочкина» и АО ГНЦ «Центр Келдыша» (ранее НИИ-1, НИИ ТП). Однако промышленный выпуск аэрогеля в России организован не был.

таблица 2 – Экспериментальные данные по теплофизическим свойствам SiO₂-аэрогеля при температуре T₀=25°С в среде различных газов и в вакууме. Плотность SiO₂ в экспериментах ρ=0,137 г/см³ (опыты автора Н.Н. Иванова – фирма Netzsch)

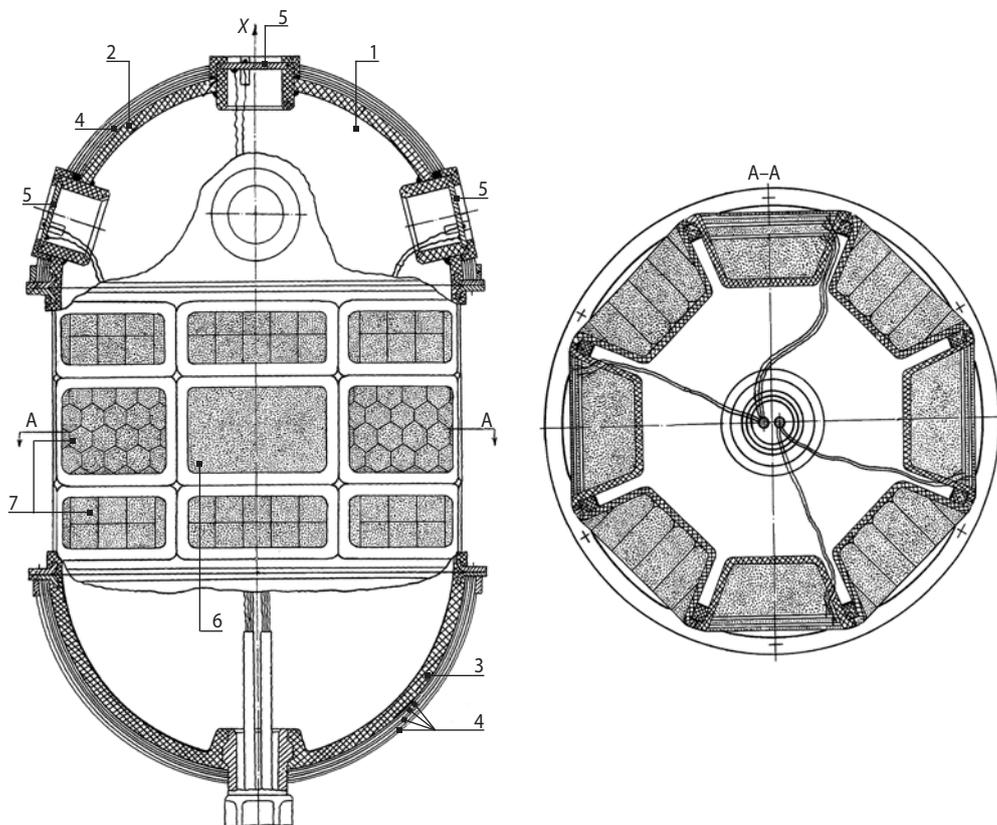
атмосфера	теплопроводность, λ, Вт/(м×К)	удельная теплоёмкость*, C _p , Дж/(кг×К)	температуропроводность, a, 10 ⁻⁶ , м ² /с
воздух	0,010	730	0,102
аргон	0,008	730	0,081
вакуум, P ₀ =10 ⁻⁴ бар=765×10 ⁻⁴ мм. рт. ст.	0,007	730	0,065
Примечание			
* По литературным данным для SiO ₂ (<i>Старостин Е.Г. и др.</i> , 2015).			

**ТЕПЛОИЗОЛЯЦИОННЫЙ АЭРОГЕЛЬ В ИЗДЕЛИЯХ КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ
И ЕГО ВОЗМОЖНОСТИ В СОЗДАНИИ НОВЫХ УНИКАЛЬНЫХ ТЕХНОЛОГИЙ И МАТЕРИАЛОВ**



1 – датчик; **2** – верхняя полусферическая оболочка; **3** – нижняя полусферическая оболочка;
4 – аэрогелевые обкладки; **5** – пьезоактивные PVDF-плёнки.

рисунок 2. PVDF-аэрогелевый датчик (Иванов Н.Н., Иванов А.Н. Датчик..., 2011)



1 – силовой корпус; **2, 3** – полусферические днища; **4** – сферический аэрогелевый детектор;
5 – датчики ионизирующего излучения; **6** – PVDF-аэрогелевые детекторы; **7** – сотовые аэрогелевые ловушки.

рисунок 3. Бортовой аэрогелевый модуль для улавливания частиц внеземного происхождения (Иванов Н.Н., Иванов А.Н., 2012)



а



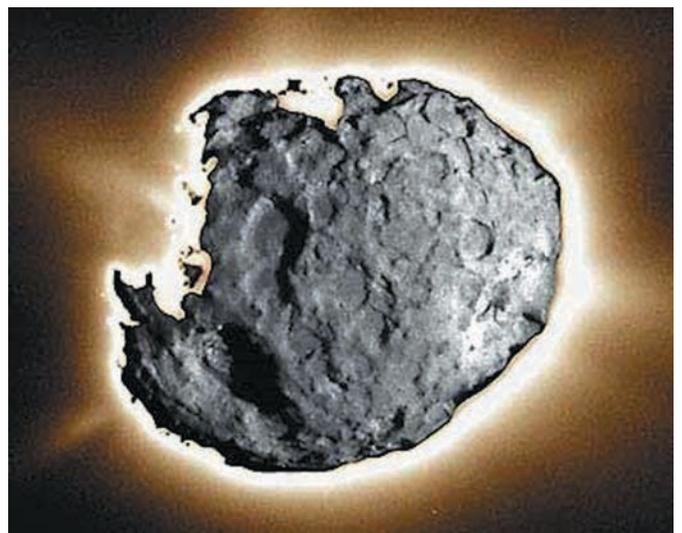
б

а – аэрогель в качестве теплоизоляции для аккумуляторных батарей и электронных блоков на американских марсианских роеверах; **б** – магнитный альфа-детектор AMS-02, работающий на МКС.

рисунок 4. Применение аэрогеля в космической технике



а



б

а – АМС Stardust, длина 1,7 м, масса с топливом 380 кг;

б – ядро кометы 81P/Вильда 2.

рисунок 5. Миссия Stardust для исследования кометы 81P/Вильда 2 и доставки кометного вещества на Землю



а



б

а – общий вид образцов аэрогеля SiO₂; **б** – общий вид анализатора адсорбции газов NOVA 1200e.

рисунок 6. Экспериментальные исследования характеристик аэрогеля

В таблице 1 приведены свойства кремнезёмного аэрогеля SiO₂, опубликованные сотрудниками американской атомной лаборатории им. Лоуренса (LLNL).

Сначала рассмотрим результаты опытных исследований кремнезёмного аэрогеля, полученные в АО «НПО Лавочкина». На рисунке 1 и в таблице 2 представлены экспериментальные данные по тепловой проводимости аэрогеля SiO₂ на воздухе в зависимости от температуры и в зависимости от газовой среды.

Далее кратко рассмотрим конструкции и принцип действия PVDF-аэрогелевого датчика (далее – PVDF-датчик) и бортового аэрогелевого модуля (далее – бортовой модуль) для улавливания частиц внеземного и техногенного происхождения и возвращения их на Землю (Иванов Н.Н. и др. Датчик..., 2011; Иванов Н.Н. и др., 2012). Данные технические решения предложены в АО «НПО Лавочкина». Конструкции PVDF-датчика и бортового модуля показаны соответственно на рисунках 2 и 3. На борту космического аппарата PVDF-датчик и/или бортовой модуль могут быть установлены в приборных контейнерах с телескопическими стойками. Кратко поясним устройство PVDF-датчика. Датчик 1 включает в себя разъемные полусферические оболочки 2 и 3. На верхней оболочке 2 смонтирован многослойный PVDF-датчик, содержащий аэрогелевые обкладки 4 и пьезоактивные PVDF-плёнки 5, при этом одна из аэрогелевых обкладок играет роль времяпролетной базы L . На нижней оболочке 3 смонтирован также многослойный PVDF-датчик, но без шарового сегмента в районе полюса оболочки 3. Архитектура датчика 3 аналогична архитектуре датчика 2. Соединение всех пьезоактивных PVDF-плёнок датчиков 2 и 3 с бортовым комплексом управления (БКУ) космического аппарата выполнено токопроводящими гибкими электродами и многократно дублировано.

Проникание и улавливание частиц, реализуемые на этапе конечной баллистики в PVDF-датчик, могут происходить, например, по следующему сценарию. Пусть микрометеороид или техногенная высокоскоростная частица m_i ($W_i \geq 7$ км/с) ударила и сгенерировала моноимпульс (прямой или косой удар; при косом ударе скорость частиц будет определяться с небольшой ошибкой) в PVDF-датчик. При проникании частицы или микрометеороида со стороны подлёта через аэрогелевую обкладку и первую пьезоактивную плёнку возникает первый электроимпульс, амплитуда и время которого фиксируются БКУ, при этом в аэрогелевой обкладке образуется кратер. Далее частица пролетает через времяпролетную базу – калиброванную аэрогелевую обкладку толщиной L и пробивает вторую пьезоактивную плёнку. Эта плёнка при ударе генерирует второй электроимпульс, амплитуда и время которого также фиксируются в БКУ. Затем уловленная частица, истратив часть кинетической энергии, проникает в следующую аэрогелевую обкладку PVDF-датчика, также образует в этой обкладке кратер, капсулируется аэрогелем и затормаживается в этой аэрогелевой обкладке. Первичные параметры микрометеороида или техногенной частицы по окончании процесса проникания остаются записанными в памяти БКУ, а сама частица уловлена аэрогелем. Во время сеанса телеметрии с Землёй данные первичных натуральных измерений уловленных частиц передаются в ЦУП для дальнейших исследований. По окончании космической экспедиции приборный контейнер с PVDF-датчиком (и/или модулем) спускают на Землю и находят по радиомаяку, а бесценные частицы внеземного происхождения, а также частицы техногенного происхождения раздают для исследования в университеты и научные организации.

Конструкция бортового модуля изображена на рисунке 3, где показаны общий вид бортового модуля с частичным вырывом и разрез бортового модуля.

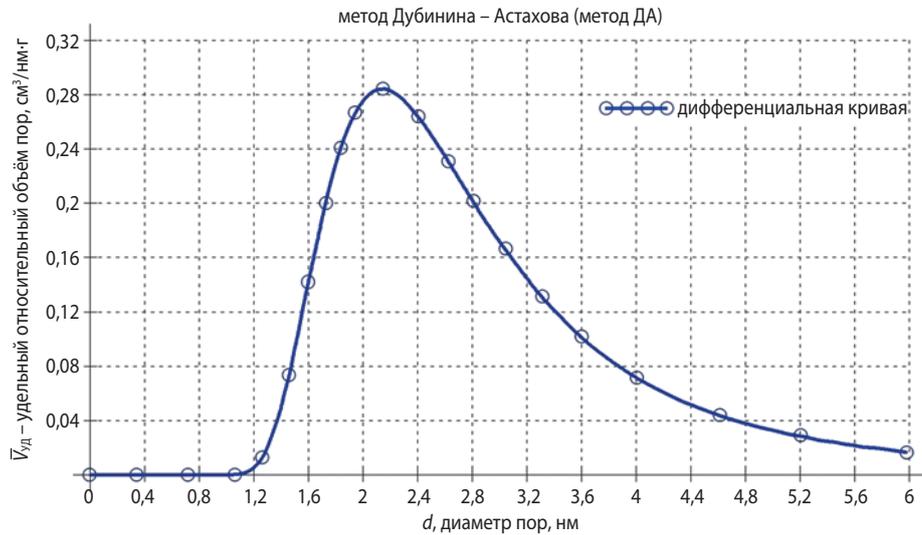


рисунок 7. Экспериментальная дифференциальная кривая распределения удельного относительного объёма микро- и мезопор в образце аэрогеля SiO_2 в зависимости от размера пор, метод ДА (метод Дубинина – Астахова)

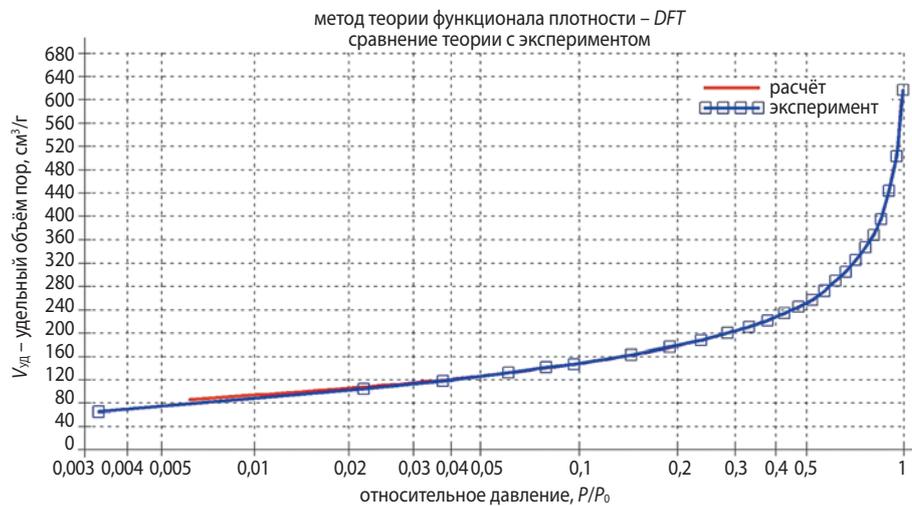


рисунок 8. Изменение удельного объёма пор $V_{уд}$ аэрогеля SiO_2 при адсорбции азота оксидом кремния по методу NLDFT в зависимости от изменения параметра P/P_0 , где P – текущее давление азота в порах SiO_2 , P_0 – давление конденсации азота в этих же порах аэрогеля

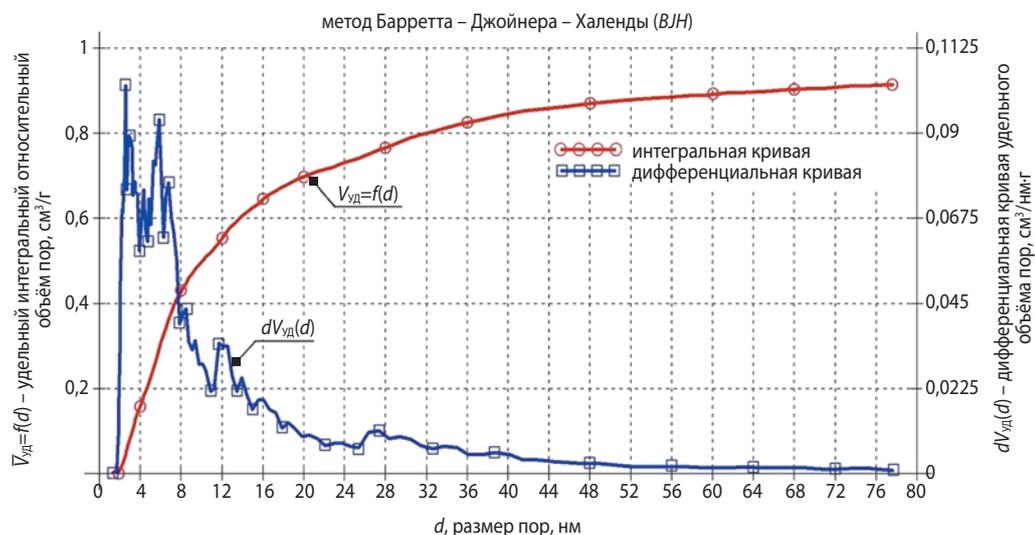


рисунок 9. Экспериментальные интегральная (круглые точки) и дифференциальная (прямоугольные точки) кривые распределения удельного относительного объёма пор в образце аэрогеля из диоксида кремния, рассчитанные по методу Барретта – Джойнера – Халенды

Силовой корпус модуля 1 представляет собой сетчато-цилиндрическую конструкцию (идеи выпускника ИМТУ В.Г. Шухова) с двумя полусферическими днищами 2 и 3. К корпусу модуля днища крепятся с помощью закладных фланцев L-образной формы. На днищах 2 и 3 смонтированы времяпролетные аэрогельные детекторы 4, архитектура которых аналогична PVDF-датчику (рисунок 2), а также несколько элементов первичных преобразователей датчиков ионизирующего излучения 5. На цилиндрическом корпусе бортового модуля установлены и закреплены плоские времяпролетные PVDF-аэрогельные детекторы 6, а также квадратные и сотовые аэрогельные ловушки 7 для улавливания частиц внеземного и техногенного происхождения. Эти аэрогельные ловушки размещены в съёмных прозрачных кюветах для ускоренного нахождения уловленных микрометеороидов и техногенных частиц в научно-исследовательских центрах на Земле. Принцип действия бортового модуля аналогичен принципу действия PVDF-аэрогелевого датчика.

В настоящей работе необходимо сказать про космические роверы и альфа-детектор NASA, в приборных блоках которых был использован материал аэрогель (Jones S.M., 2006). На рисунке 4а показан общий вид трёх марсианских роверов, в которых аэрогель использован в качестве теплоизоляции для аккумуляторных батарей и электронных блоков. На рисунке 4б приведён общий вид магнитного альфа-детектора AMS-02, работающего на международной космической станции.

Альфа-детектор AMS-02 – первый большой научно-физический прибор, предназначенный для изучения состава космических лучей, поиска антиматерии и темной материи. Лидер проекта – нобелевский лауреат Сэмюэль Тинг (США). Прибор построен командой учёных из 16 стран, в том числе из России. Российским вкладом в прибор является черенковский детектор (RICH) с использованием кремнезёмного SiO₂-аэрогеля. Данный детектор используется для прецизионного (0,1%) определения скорости ультрарелятивистских частиц. Создали аэрогель для черенковского детектора сотрудники Института катализа им. Г.К. Борескова СО РАН (Новосибирск).

Ещё один уникальный пример использования аэрогеля в научных целях для улавливания, торможения и сохранения высокоскоростных частиц внеземного происхождения из комы кометы 81P/Вильда 2 – экспедиция автоматической межпланетной станции Stardust (07.02.1999-15.01.2006). Во время нахождения AMC вблизи кометы частицы улавливались в 132 аэрогельные ячейки плоской панели-ловушки. По окончании экспедиции капсула, содержащая панель-ловушку, была спущена на парашютах на территорию военного полигона американского штата Юта. Далее аэрогельные ячейки были розданы в научно-исследовательские центры для исследования.

Следует сказать, что удачному приземлению капсулы были бесконечно рады все, причастные к этой экспедиции.

Общий вид AMC Stardust и ядра кометы 81P/Вильда 2 показаны на рисунке 5 (Tsou P., 1995).

На рисунке 6а показаны образцы кремнезёмного аэрогеля SiO₂ (плотность $\rho=0,15$ кг/м³), один из них экспериментально исследован в настоящей работе. Отметим, что образцы аэрогеля требуемой геометрии (кубик, пластина и др.) для исследований можно изготавливать резанием с помощью проволоки с напыленной алмазной крошкой, диаметр проволоки 0,12-0,5 мм. Химический и количественный состав данного аэрогеля был исследован с помощью рентгеновского фотоэлектронного спектрометра РНІ Quantera. Результат исследования показал, что химический и количественный состав аэрогеля: О – 70,7% и Si – 29,3%, примесей не обнаружено.

Следует непременно сказать, что в Москве в РХТУ им. Д.И. Менделеева создана под руководством проф., д.т.н. Н.В. Меньшутинной научная школа, эффективно работающая по аэрогелевой тематике. В настоящее время в РХТУ им. Д.И. Менделеева разработаны технологии получения органических, неорганических и гибридных аэрогелей для широкого спектра применений – от высокоэффективной теплоизоляции до изделий медицинского назначения (Меньшутина Н.В. и др., 2012; Menshutina N. et al., 2017; Menshutina N.V. et al., 2019; Bueno A. et al., 2018). Многолетний опыт сотрудников, работающих в области получения новых аэрогелей и композиционных материалов на их основе, позволяет выводить созданные технологии из лабораторий в промышленность. Например, технология получения аэрогелей для теплоизоляции внедрена в ООО «Ниагара» (г. Щёлково), это первое промышленное производство аэрогелей в Российской Федерации. Предприятие создано в 2019 году, форма выпуска высокоэффективного теплоизоляционного материала на основе аэрогеля – маты толщиной 5 и 10 мм, свёрнутые в рулон, производительность – 10000 м² в год (Menshutina N. et al., 2017; Цыганков П.Ю., 2018).

Эксперименты по исследованию свойств аэрогеля в настоящей работе были выполнены в НИТУ «МИСиС» на анализаторе NOVA 1200e. Общий вид этого прибора показан на рисунке 6б. В основу работы прибора заложен метод сорбции (поглощения) газа образцом (например, твёрдым телом) при температуре жидкого азота. Заметим, что эксперименты на наномасштабных образцах являются сложными (Нанотехнологии, 2013; Ravikovitch P.I. et al., 2001; Alabadi A. et al., 2015).

Рассмотрение полученных опытных данных начнём с результата, полученного по методу Брунауэра – Эммета – Теллера (метод БЭТ) (Прег С. и др., 1984). Основой этого метода в наших опытах являлась экспериментально определённая изотерма адсорбции (поглощения) азота нанопорами аэрогеля

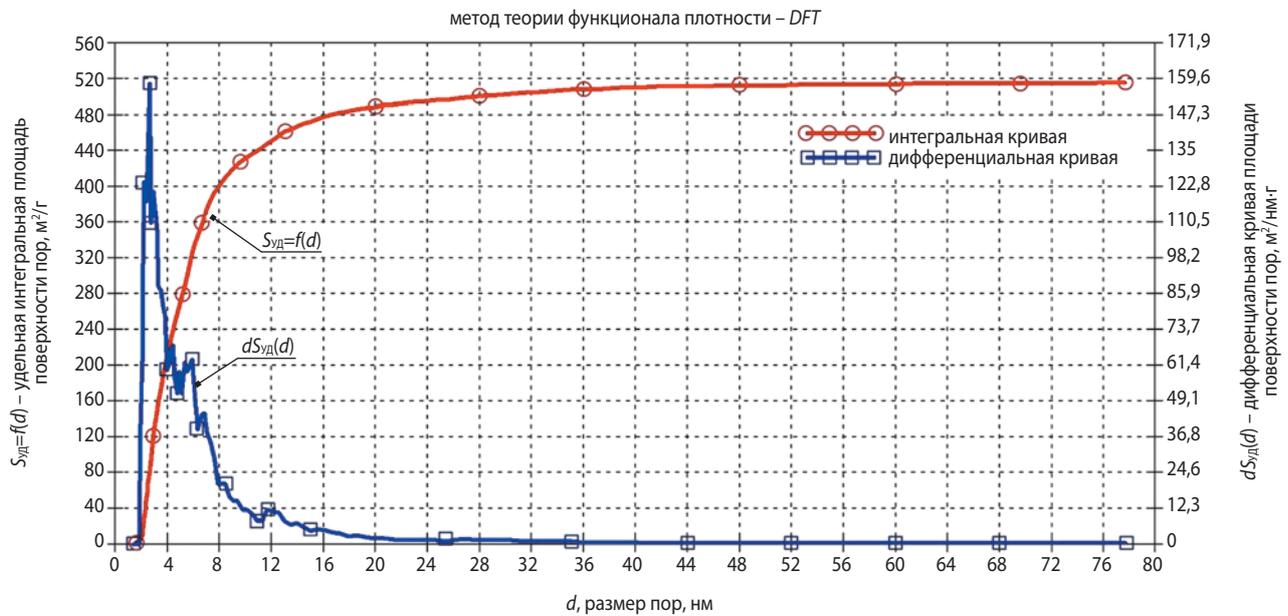


рисунок 10. Экспериментальные кумулятивная, или интегральная (круглые точки), и дифференциальная (прямоугольные точки) кривые распределения удельной площади поверхности стенок пор в образце аэрогеля SiO₂ в зависимости от размера пор (расчёт закончен также при $d \approx 78$ нм). Метод нелокального функционала плотности (NLDFT)

при постоянной температуре. Метод БЭТ считается наиболее достоверным среди методов, определяющих удельную поверхность высокодисперсных твёрдых тел. Удельная площадь поверхности пор образца аэрогеля, определённая по методу БЭТ на анализаторе NOVA 1200e, оказалась равной $S_{уд} = 660,330$ м²/г. Интересно сравнить полученную $S_{уд} = 660,330$ м²/г с площадью футбольного поля для международных матчей. Организация FIFA рекомендует для игр поле длиной $l = 105$ м, шириной $h = 68$ м и площадью $S = 7140$ м². Простейший расчёт показал, что площадь поверхности пор кубика, масса которого $m = S/S_{уд} = 7140/660,33 = 10,8$ г = 0,0108 кг, эквивалентна площади международного футбольного поля. Объём такого кубика при плотности аэрогеля $\rho = 0,15$ г/см³ равен $V = 72$ см³, ребро $a = 4,16$ см, т.е. площадь международного футбольного поля размещается в кубике аэрогеля SiO₂ с ребром $a = 4,16$ см.

На рисунке 7 представлена экспериментальная дифференциальная кривая распределения удельного относительного объёма пор в образце аэрогеля SiO₂ в зависимости от размера пор, полученная по методу ДА (метод Дубинина – Астахова).

Данная кривая характеризует вероятность распределения удельного относительного объёма пор различного размера по объёму. Кривая является монотонной и имеет один максимум при размере пор $d \approx 2$ нм в исследованном диапазоне размеров пор. Также на данной кривой можно видеть, что поры в образце аэрогеля полидисперсные, а площадь, ограниченная дифференциальной кривой и осью абсцисс, определяет суммарный объём пустот в образце SiO₂ для исследуемого диапазона пор.

Следующим методом, использованным для экспериментов на анализаторе NOVA 1200e, был метод нелокальной теории функционала плотности NLDFT, основанный на молекулярной динамике пор. Результат обработки образца аэрогеля при помощи метода NLDFT показан на рисунке 8.

На рисунке 8 можно видеть, что при значении параметра $P/P_0 = 1$ удельный объём $V_{уд}$ в аэрогеле SiO₂ по методу NLDFT оказался равным $V_{уд} \approx 615$ см³/г.

Далее, на рисунке 9, представлены опытные интегральная и дифференциальная кривые распределения удельного относительного объёма пор в образце аэрогеля в зависимости от размера пор (метод Барретта – Джайнера – Халенды (ВЛН), 1951). На дифференциальной кривой можно видеть три чётко выраженных локальных максимума в диапазоне пор при $d_{п1} \approx 2$, 6 и 7 нм, а также два других максимума, слабо выраженных при $d_{п1} \approx 12$ и 27 нм.

На рисунке 10 показаны кумулятивная, или интегральная, и дифференциальная кривые распределения удельной площади поверхности стенок пор в образце аэрогеля SiO₂ в зависимости от размера пор, полученные по методу нелокального функционала плотности – метод NLDFT. Из рассмотрения дифференциальной кривой можно увидеть, что эта кривая имеет два чётко выраженных локальных максимума при размерах пор $d_{п1} \approx 2$ и 6 нм. Согласно опытной интегральной кривой удельная площадь поверхности пор в диапазоне изменения размера пор $d_{п1} \approx (1-76)$ нм аэрогеля SiO₂ достигает величины $S_{уд} \approx 520$ м²/г, т.е. несколько меньше по сравнению с методом БЭТ.

закключение

1. Сформулирован перечень изделий космической техники, в конструкциях и устройствах которых применяется аэрогель, вошедший в перечень критических технологий, утверждённых Президентом РФ.

2. Полученные в экспериментах данные по аэрогелю SiO₂ необходимы для уточнения и проверки разрабатываемых теоретических методов расчёта структуры пористых тел и предсказания новых, ещё не известных свойств аэрогелевой матрицы.

3. Полученные экспериментальные данные по аэрогелю SiO₂ полезны и необходимы при разработке современных технологий по внедрению новых наноматериалов в аэрогелевые матрицы и получению новых материалов с уникальными свойствами, например новых фильтров, катализаторов, взрывчатых веществ и т.д.

Авторы выражают благодарность за полезные советы проф., д.т.н. Н.В. Меньшутинной, П.Ю. Цыганкову (РХТУ им. Д.И. Менделеева), Е.Н. Абуткиной (НКЦ Labtest), А.Г. Юдину (НИТУ «МИСиС»), В.В. Белокрыловой, Н.В. Макарычевой (АО «НПО Лавочкина»), аспирантам Е.А. Ивановой и И.Д. Провсирину (Сколковский институт науки и технологий, г. Москва).

список литературы

Грег С., Синг К. Адсорбция, удельная поверхность, пористость. 2-е изд. М.: Мир, 1984. 306 с.

Зарубин В.С., Зимин В.Н., Леонов В.В. и др. Анализ теплового режима теплозащиты с применением анизотропного материала при спуске на Землю возвращаемой капсулы // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2021. № 2. С. 36-45.

Иванков А.А., Куриаков М.Ю., Твердохлебова Е.М. Расчётное исследование собственной внешней атмосферы космических аппаратов разработки АО «НПО Лавочкина» // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2020. № 3. С.30-45.

Иванов Н.Н., Иванов А.Н. Бортовой измерительный модуль для улавливания, сбора, регистрации и измерения параметров метеороидных и техногенных частиц межзвездной и космической пыли, а также регистрации ионизирующего излучения, воздействующих на космический аппарат и планетоход-ровер // Патент РФ № 2505462 с приоритетом от 22.06.2012. Бюлл. № 3. Патентообладатель ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина.

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

Иванов Н.Н., Иванов А.Н. Теплоизоляционный аэрогель и пьезоактивная пленка PVDF – современ-

ные, перспективные материалы для космической техники и космического приборостроения // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2011. № 2. С. 46-52.

Меньшутина Н.В., Смирнова И.В., Гуриков П.А. Аэрогели – новые наноструктурированные материалы: получение, свойства и биомедицинское применение: учеб. пособие. М.: РХТУ им. Д.И. Менделеева. 2012. 60 с.

Нанотехнологии. Руководство по определению характеристик промышленных нанобъектов // ГОСТ Р 55723-2013. Дата введ. 01.09.2014.

Старостин Е.Г., Крайцова О.Н., Малышев А.В., Талпырова Н.И. Теплоемкость и теплопроводность нанопорошков – SiO₂ и SiC // Евразийский Союз Ученых (ЕСУ). Технические науки. 2015. № 4. С.110-112.

Цыганков П.Ю. Процессы получения аэрогелей с внедренными углеродными нанотрубками в аппаратах высокого давления и их интенсификация: дис. канд. техн. наук. М.: РХТУ им. Д.И. Менделеева, 2018. 191 с.

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

Alabadi A. et al. Highly porous activated carbon materials from carbonized biomass with high CO₂ capturing capacity. Chemical Engineering Journal. // 2015. Vol. 281. P. 606-612.

Bueno A., Selmer I., SP R., Gurikov P., Lolsberg W., Weinrich D., Fricke M., Smirnova I. First evidence of solvent spillage under subcritical conditions in aerogel production // Industrial & Engineering Chemistry Research. 2018. Vol. 57, № 26. P. 8698-8707.

Jones S.M. Aerogel: Space exploration applications // Journal of Non-Crystalline Solids. 2006. Vol. 40, № 2-3. P. 351-357.

Kistler S.S. Coherent expanded aerogel and jellies // Nature. 1931. Vol. 127. P. 741.

Menshutina N., Ivanov S., Tsygankov P., Khudeev I. Synthesis and characterization of composite materials «aerogel-MWCNT» // Journal of Sol-Gel Science and Technology. 2017. Vol. 84, № 3. P. 382-390.

Menshutina N.V., Tsygankov P.Y., Lebedev I.V., Belous D.D. Synthesis and properties of carbon aerogels, silica-carbon aerogels, and CNT-silica aerogels // International Multidisciplinary Scientific GeoConference: SGEM. 2019. Vol. 19, № 6.1. P. 417-425.

Ravikovitch P.I., Neimark A.V. Characterization of micro and mesoporosity in SBA-15 materials from adsorption data by the NLDFT method // Journal of Physical Chemistry. 2001. Vol. 105, № 29. P. 6817-6823.

Tsou P. Silica Aerogel Captures Cosmic Dust Intact // Journal of Non-Crystalline Solid. 1995. Vol. 186. P. 415-427.

Статья поступила в редакцию 11.04.2022

Статья после доработки 12.04.2022

Статья принята к публикации 12.04.2022

К ВОПРОСУ СОЗДАНИЯ БЕЗУДАРНОГО ПРИВОДА РАСКРЫТИЯ ТРАНСФОРМИРУЕМЫХ КРУПНОГАБАРИТНЫХ КОСМИЧЕСКИХ КОНСТРУКЦИЙ



В.Н. Зимин¹,
доктор
технических наук,
zimin@bmstu.ru;
V.N. Zimin



А.В. Крылов¹,
доцент, кандидат
технических наук,
kav1982@bmstu.ru;
A.V. Krylov

ACTUATOR FOR OPENING OF TRANSFORMABLE LARGE-SIZED SPACE STRUCTURES



Г.Н. Кувыркин¹,
профессор, доктор
технических наук,
fn2@bmstu.ru;
G.N. Kuvyrkin



А.О. Шахвердов¹,
shah@bmstu.ru;
A.O. Shakhverdov

В статье представлены результаты экспериментальных исследований привода для раскрытия трансформируемых крупногабаритных космических конструкций. В приводе предлагается использовать активный элемент, изготовленный из проволоки материала никелида титана. Получены основные параметры силового привода: создаваемое усилие, время срабатывания и величина рабочего хода. Установлено, что он обеспечивает весьма медленные и плавные движения, которые необходимы для безударного раскрытия перспективных трансформируемых крупногабаритных космических конструкций на орбите.

Ключевые слова:

*привод;
эффект памяти формы;
трансформируемая конструкция.*

DOI: 10.26162/LS.2022.57.3.007

The article presents the results of experimental studies of the actuator for opening of transformable large-sized space structures. It is proposed to use an active element made of a wire of titanium nickelide material in the actuator. The main parameters of the force actuator are obtained: generated force, actuation time and length of the working stroke. It has been established that it provides very slow and smooth movements, which are necessary for the shock-free opening of promising transformable large-sized space structures in orbit.

Keywords:

*actuator;
shape memory effect;
transformable structure.*

¹ МГТУ им. Н.Э. Баумана, Россия, г. Москва.

Bauman Moscow State Technical University, Russia, Moscow

введение

Интенсивное развитие космической техники ставит задачи создания принципиально новых перспективных систем (Мошнев А.А., Шостак С.В., 2019). К настоящему времени за рубежом и в нашей стране разработано много вариантов крупногабаритных трансформируемых космических систем, при этом достигнуты значительные успехи в части отношения массы рефлектора к его площади и коэффициента раскрытия (отношение габаритов в рабочем и транспортном положениях).

Крупногабаритные трансформируемые космические конструкции доставляются на орбиту в транспортном плотноупакованном состоянии (Пономарев С.В., 2011). При достижении необходимой орбиты происходит приведение конструкции в рабочее положение за счёт реализации процесса раскрытия или её трансформации. Размеры трансформируемой системы могут различаться довольно существенно (Бабакин Н.Г., 2020). На орбите процесс раскрытия происходит под действием приводов, в качестве которых используются различного рода пружины и электродвигатели. Рабочее состояние конструкции жёстко фиксируется после завершения процесса раскрытия и сопровождается динамическими нагрузками ударного характера.

Дальнейшее совершенствование массовых характеристик раскрываемых крупногабаритных космических конструкций без снижения их жёсткости в рабочем состоянии во многом связано с элементами, обеспечивающими трансформацию и жёсткую фиксацию рабочей формы на орбите. Материалы с эффектом памяти формы (ЭПФ) можно использовать для создания приводов для раскрытия крупногабаритных трансформируемых космических конструкций (Шишкин С.В., Махутов Н.А., 2007). Активные элементы силового привода могут быть выполнены в форме проволоки, пружины или ленты. При этом активные элементы из материала с ЭПФ, для управления деформациями которых используется изменение температуры, могут обеспечить весьма медленное безударное раскрытие конструкции (Гришанина Т.В., Шклярчук Ф.Н., 2007). В качестве силового привода минимальной массы предлагается использовать активный элемент, выполненный в форме проволоки из материала ЭПФ типа никелида титана (Schiedeck F., Hemsel T., Wallaschek J., 2006). Для проведения необходимых исследований характеристик активного элемента силового привода из материала с ЭПФ, работающего в условиях внешнего осевого сжатия, использовались специально разработанные экспериментальные установки.

1. Испытания активных элементов

В процессе предварительных испытаний активные элементы, изготовленные из проволоки никелида титана диаметром 1,5 мм и первоначальной длиной 160 мм (рисунок 1), подвергались различным видам температурной обработки. Термообработка проводилась с целью устранения возможных внутренних напряжений активных элементов. Далее к активному элементу прикладывалось растягивающее усилие. Потом активный элемент нагревали путём пропуска через него электрического тока.

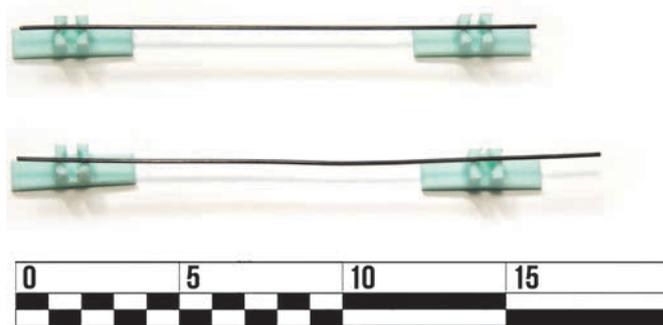


рисунок 1. Активные элементы привода с ЭПФ

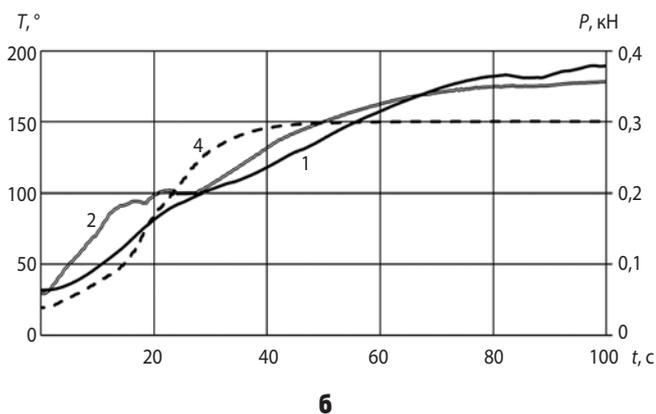
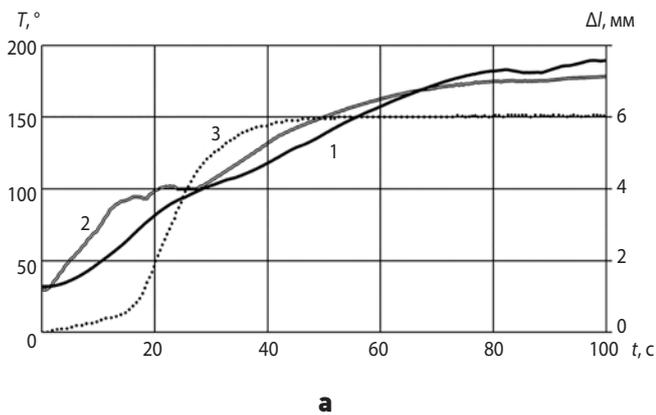
Температура активного элемента в момент начала сокращения им своей длины составляла 70°C. Для имитации рабочего усилия, развиваемого активным элементом в процессе экспериментальных исследований, использовались пружинные элементы. Интенсивное сокращение активным элементом своей длины прекращалось при температуре 110°C.

В ходе испытаний определялись следующие параметры активного элемента: температура, электрическое сопротивление, рабочий ход (относительное удлинение) и усилие срабатывания (Молодцов Г.А. и др., 2000). Для измерения температуры активного элемента использовались два метода: контактный и бесконтактный. При контактном методе применялся набор из датчиков температуры, размещённых по длине активного элемента, при бесконтактном измерении использовался тепловизор, измеряющий излучение активного элемента в ИК-диапазоне.

На первом этапе активный элемент длиной 160 мм за счёт приложения растягивающего усилия деформировался до величины 176 мм. После снятия нагрузки длина активного элемента уменьшалась до 174 мм. Предварительное натяжение, создаваемое одним пружинным элементом с жёсткостью 20 Н/мм до начала процесса нагрева активного элемента, составило 0,04 кН. При нагреве длина активного элемента уменьшилась и составила 167 мм. При этом рабочий ход составил 4% от длины активного элемента перед нагревом, а максимальное усилие – 0,18 кН.

При повторном испытании для имитации рабочего усилия, развиваемого активным элементом в процессе экспериментальных исследований, использовались два пружинных элемента с жёсткостью 42 Н/мм. На рисунке 2 представлены результаты нагрева активного элемента длиной 174 мм, на рисунке 2а изменение температуры и относительного удлинения активного элемента, на рисунке 2б – изменение температуры и усилия, развиваемого активным элементом. При этом рабочий ход составил 3,4% от длины активного элемента перед нагревом, а максимальное усилие – 0,3 кН.

На рисунке 3 представлены результаты нагрева активного элемента длиной 175,2 мм: на рисунке 3а изменение температуры и относительного удлинения активного элемента, на рисунке 3б – изменение температуры и усилия, развиваемого активным элементом.



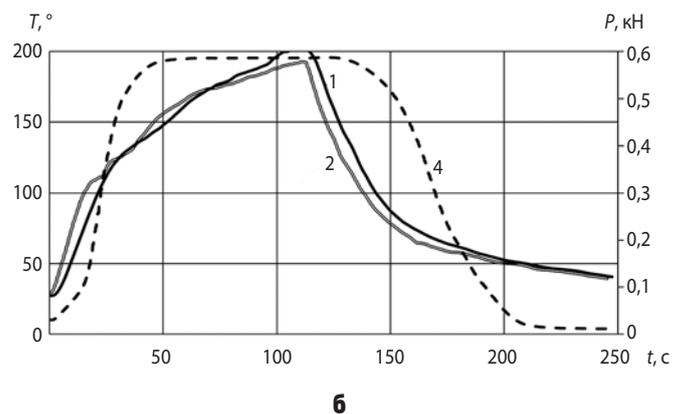
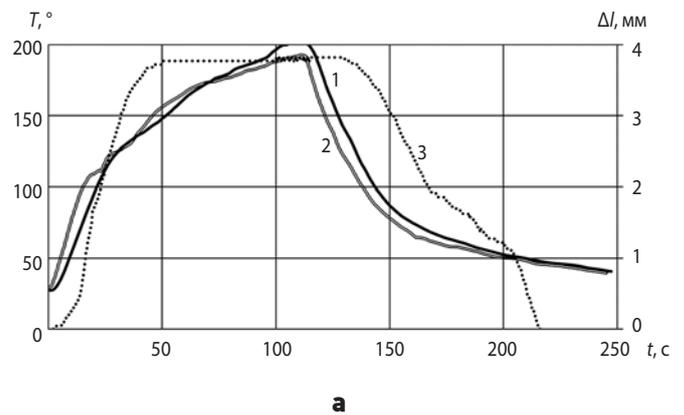
- а** – изменение температуры и относительного удлинения активного элемента;
б – изменение температуры и усилия, развиваемого активным элементом;
1 – изменение температуры при измерении датчиком;
2 – изменение температуры при измерении тепловизором;
3 – изменение относительного удлинения;
4 – изменение усилия.

рисунк 2. Результаты испытаний: изменение температуры, относительного удлинения активного элемента и развиваемого им усилия

В процессе испытаний использовались шесть пружинных элементов с жёсткостью 146 Н/мм (рисунк 4). При этом рабочий ход составил 2,2% от длины активного элемента перед нагревом, а максимальное усилие – 0,59 кН.

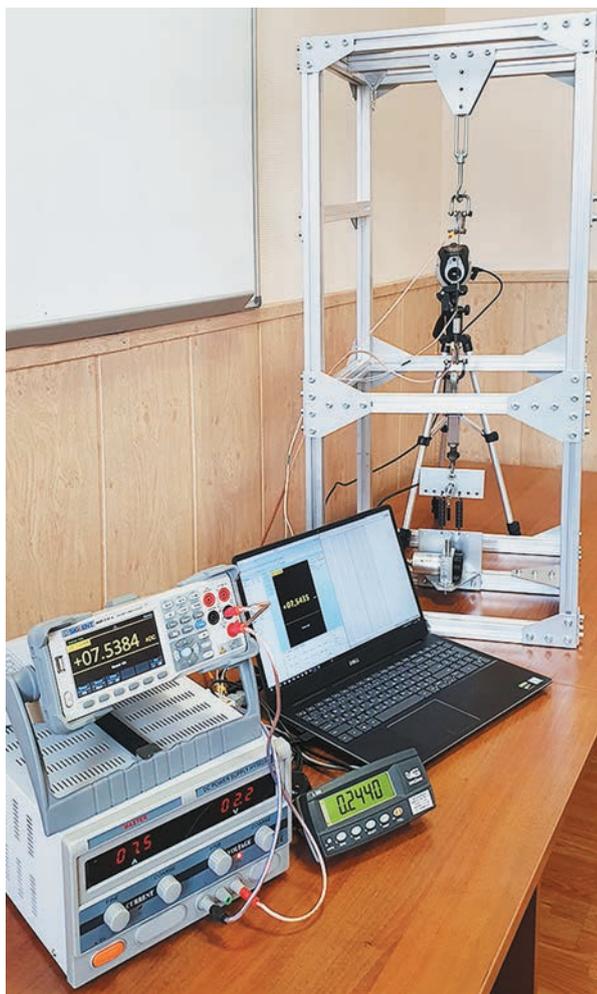
По результатам испытаний было отмечено, что бесконтактное измерение температуры имеет существенное преимущество перед контактными измерениями. При использовании контактного метода измерения наблюдалась задержка в показаниях датчика по сравнению с реальной температурой активного элемента, которая фиксировалась тепловизором. Изменение электрического сопротивления активного элемента в процессе нагрева существенно влияет на динамику изменения его температуры.

При проведении экспериментальных исследований все активные элементы длиной порядка 160 мм первоначально растягивались (деформировались)



- а** – изменение температуры и относительного удлинения активного элемента;
б – изменение температуры и усилия, развиваемого активным элементом;
1 – изменение температуры при измерении датчиком;
2 – изменение температуры при измерении тепловизором;
3 – изменение относительного удлинения;
4 – изменение усилия.

рисунк 3. Результаты испытаний: изменение температуры, относительного удлинения активного элемента и развиваемого им усилия



а



б

а – общий вид установки; **б** – пружинные элементы, имитирующие рабочее усилие.

рисунок 4. Экспериментальная установка для определения основных характеристик активного элемента привода с ЭПФ

до относительного удлинения порядка 10...12% и в этом состоянии фиксировались. После снятия фиксации их длина уменьшалась на 1,3...2,5% от новой длины. При нагреве активные элементы начинали восстанавливать свою первоначальную длину, при этом в них развивалось максимальное продольное усилие порядка 0,18...0,64 кН в зависимости от количества используемых пружинных элементов. Фазовая деформация может достигать весьма больших величин для материала никелида титана

(6...10%). Восстановленная деформация называется деформацией памяти формы, и она, как правило, всегда меньше фазовой деформации. Установлено, что для активного элемента, выполненного из материала никелида титана, величина деформации памяти формы составила 2...4% при его работе на сжатие (Барвинок В.А. и др., 2013).

Измерение уменьшения относительного удлинения проводилось с помощью специального тросового датчика перемещений, работа которого основана

таблица – Результаты испытаний

количество пружин	исходная длина образца, мм	длина предварительно деформированного образца, мм	длина образца перед нагревом, мм	длина образца после нагрева, мм	максимальное усилие, кН	жёсткость пружин, Н/мм
1	160,0	176,0	174,0	167,0	0,18	20,0
2	160,0	176,0	174,0	168,0	0,30	43,0
3	159,7	177,6	173,8	167,0	0,38	49,0
4	160,0	177,1	174,1	170,0	0,49	106,0
5	160,8	178,4	174,7	171,0	0,54	135,0
6	160,2	178,8	175,2	171,3	0,59	146,0
7	159,4	176,8	172,8	169,4	0,64	175,0

на тензоэффекте. Для измерения усилия, создаваемого активными элементами, использовался цифровой динамометр с отдельным тензометрическим датчиком.

В таблице приведены результаты испытаний активного элемента, для имитации рабочего усилия которого в процессе экспериментальных исследований использовались пружинные элементы в количестве от одного до семи.

Проведённые теоретические и экспериментальные исследования позволят разработать методику для проектирования силового привода, работающего в условиях одноосного сжатия (Ефанов В.В., Колобов А.Ю., 2014).

2. Обсуждение результатов

В процессе испытаний изменение относительного удлинения и продольного усилия, создаваемого активным элементом силового привода, происходило плавно. Одной из важных характеристик силового привода с ЭПФ является время срабатывания. Для задания необходимого времени срабатывания привода нужно выбрать подходящее напряжение источника питания, подводимого к активному элементу привода. Эксперименты подтвердили, что время срабатывания привода существенно уменьшается при увеличении напряжения источника питания. При этом рабочий ход (уменьшение относительного удлинения) активного элемента оставался практически постоянным несмотря на различие времени срабатывания привода. Анализируя полученные результаты испытаний, можно сделать вывод, что активный элемент при работе в условиях осевого сжатия имеет большие значения восстанавливающей силы (развиваемое усилие), но малые перемещения (рабочий ход). Обеспечить большие перемещения активным элементом силового привода возможно за счёт значительных линейных размеров проволоки, выполненной из материала никелида титана. Этот недостаток можно преодолеть за счёт укладки длинного проволоочного активного элемента в составных звеньях трансформируемой крупногабаритной космической конструкции.

заключение

Проведенные экспериментальные исследования активных элементов силового привода из материала никелида титана подтвердили принципиальную возможность создания привода для раскрытия трансформируемых крупногабаритных космических конструкций. Для успешного и надёжного применения силового привода, выполненного из материала с ЭПФ, для раскрытия трансформируемых крупногабаритных космических конструкций необходи-

ма инженерная методика проектирования привода с нужными параметрами. Для создания данной методики требуется разработка математической модели, отражающей процесс функционирования активного элемента силового привода с ЭПФ, позволяющей получить основные его параметры (рабочий ход, время срабатывания, создаваемое усилие), мощность и напряжение источника питания, а также при необходимости корректировать геометрические параметры активного элемента или условия его нагрева для достижения нужных усилий раскрытия в шарнирных узлах трансформируемых конструкций.

список литературы

Бабакин Н.Г. Об истории создания комплекса «СПЕКТР-Р» («РАДИОАСТРОН») // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2020. № 2. С. 34-40. DOI: 10.26162/LS.2020.48.2.004.

Барвинок В.А., Богданович В.И., Грошев А.А. и др. Методика проектирования силовых приводов из материала с эффектом памяти формы для ракетно-космической техники // Известия Самарского научного центра Российской академии наук. 2013. Т. 15, № 6. С. 272-277.

Гришанина Т.В., Шклярчук Ф.Н. Динамика упругих управляемых конструкций. М.: Изд-во МАИ, 2007. 328 с.

Ефанов В.В., Колобов А.Ю. Применение интеллектуальных материалов в авиационно-космической технике: учеб. пособие. М.: Изд-во МАИ, 2014. 48 с.

Мошнеев А.А., Шостак С.В. К вопросу создания трансформируемых конструкций космических телескопов // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2019. № 4. С. 36-40.

Молодцов Г.А., Биткин В.Е., Симонов В.Ф., Урмансов Ф.Ф. Формостабильные и интеллектуальные конструкции из композиционных материалов. М.: Машиностроение, 2000. 352 с.

Пономарев С.В. Трансформируемые рефлекторы антенн космических аппаратов // Вестник Томского государственного университета. Математика и механика. 2011. № 16. С. 110-119.

Шишкин С.В., Махутов Н.А. Расчет и проектирование силовых конструкций на сплавах с эффектом памяти формы. М.; Ижевск: НИЦ «Регулярная и хаотическая динамика», 2007. 412 с.

Schiedeck F., Hemsell T., Wallaschek J. The use of shape memory alloy wires in actuators // Solid state Phenomena. 2006. Vol. 13. P. 195-198.

Статья поступила в редакцию 16.05.2022

Статья после доработки 18.05.2022

Статья принята к публикации 18.05.2022

К ВОПРОСУ О РАЗРАБОТКЕ И СОЗДАНИИ УСТРОЙСТВ С АМЕБОИДНЫМИ ДВИЖИТЕЛЯМИ

ON ISSUE OF DEVELOPMENT AND CREATION OF DEVICES WITH AMOEBOID THRUSTERS



Л.К. Горшков¹,
профессор, доктор
технических наук,
vka@mil.ru;
L.K. Gorshkov



А.П. Софьин¹,
доцент, кандидат
технических наук,
vka@mil.ru;
A.P. Sofin



Л.А. Федорова¹,
доцент, кандидат
технических наук,
vka@mil.ru;
L.A. Fedorova



И.Г. Уханов¹,
доцент, кандидат
технических наук,
vka@mil.ru;
I.G. Ukhonov

В статье рассматриваются вопросы, связанные с созданием и применением нового типа движителей для использования в робототехнических и транспортных устройствах. Показано, что применение движителей амёбоидного типа имеет определённые достоинства по сравнению с уже существующими транспортными средствами.

Ключевые слова: движение; движитель; робот; условия; способ; модель; конструкция; инженерная экология; космическое пространство; космос.

DOI: 10.26162/LS.2022.57.3.008

В начале космической эры, когда появилась возможность исследовать космические объекты в пределах Солнечной системы (Луна, Марс, Венера, Меркурий и др.), достаточно интенсивно велись разработки технических устройств для перемещения по поверхности этих планет: луноходов, марсоходов и других планетоходов. Однако на рубеже веков это направление несколько забылось. Только в последние годы проблема, связанная с использованием средств передвижения на космических объектах, вновь возродилась в связи с космическими программами ведущих космических государств по освоению Луны и планет Солнечной системы (Довгань В.Г., Мошнеев А.А., 2020).

¹ Военно-космическая академия имени А.Ф. Можайского, Россия, г. Санкт-Петербург.

The article deals with the creation and application of a new type of engines for use in robotic and transport devices were considered. It is shown that the use of amoeboid-type propellers has certain advantages in comparison with existing vehicles.

Keywords: movement; mover; robot; conditions; method; model; design; engineering ecology; Space Environment; Space.

Перспективы освоения космоса определяются развитием технических средств различного назначения. Как известно, разработка и эксплуатация транспортных аппаратов потребуют учёта разнообразных требований, а именно: функционирования в условиях глубокого вакуума, электромагнитной, корпускулярной радиации и метеорной опасности; обеспечения теплового режима; эксплуатации в широком диапазоне статических и вибрационных перегрузок и др.

Освоение планет, спутников, астероидов и других объектов потребует решения множества технических проблем. Одной из них следует полагать создание способных перемещаться по различным поверхностям космических объектов подвижных

Military-Space Academy named after A.F. Mozhayskiy, Russia, Saint Petersburg.

агрегатов. Передвижение их связано с различным, и скорее всего, неизвестным состоянием преодолеваемых поверхностей: скалистых, сыпучих, покрытых льдом и т.п., поэтому необходимы новые технические решения для создания таких вездеходов (*Косенкова А.В. и др., 2021*). Кроме того, наличие сильно разреженной среды или даже космического вакуума на поверхности космических объектов накладывает ограничения на наличие подвижных и трущихся механических соединений в движителях.

В настоящее время всё шире рассматривается возможность заимствования для технических устройств (роботов и транспортных агрегатов) природных процессов и явлений, позволяющих расширить диапазон применимости транспортных средств и снижающих уровень их воздействия на объекты окружающей среды. В связи с этим отметим, что амебоидный способ движения в технике не используется, но внедрение именно этого природного простейшего способа передвижения в технические устройства можно рассматривать как один из перспективных способов передвижения, обладающий рядом достоинств по сравнению с уже используемыми существующими аппаратами.

Перспективные вопросы применения амебоидных устройств рассмотрены в работах (*Ардашов А.А. и др., 2017; Bradley T. Arthur., 2014*). В общем случае для создания таких устройств потребуется соответствующий корпус, способный менять форму в процессе движения. Реализуемая технология движения при этом должна обеспечивать возможность упругого деформирования тех или иных частей корпуса, так как изменение геометрии элементов эластичной части корпуса необходимо для перемещения подвижных масс самого устройства.

Возможность применения подобных аппаратов на базе амебоидного способа передвижения основывается на изучении следующих вопросов:

- особенностей внешних условий и постановки задач планируемого применения;
- степени актуальности разработки.

Функционирование амебоидных устройств, основанное на появлении выростов (псевдоподий) у природных живых организмов, определяет их главный отличительный признак – полный отказ от колёс или гусениц. Это в значительной степени нивелирует главный недостаток существующих средств передвижения – низкие уровни проходимости и надёжности.

За счёт высокой устойчивости конструкции аппаратов, использующих такой способ передвижения, они могут оказаться в значительной степени невосприимчивыми к воздействию тех или иных факторов окружающей среды. Практически только достаточно низкую скорость передвижения следует считать основным недостатком устройств, использующих

амебоидный способ передвижения. В то же время в амебоидных устройствах достигается обязательное дублирование элементов устройств и обеспечивается множественный выбор вариантов передвижения.

При создании конструкций аппаратов, реализующих амебоидный способ движения, приоритетное значение приобретает вариант реализации передвижения и тесно взаимосвязанная с ним форма соответствующего агрегата. Целесообразно рассматривать следующую связь конструкции и способа передвижения:

- мягкие (эластичные) корненожки различного или фиксированного размера для реализации плоского или пространственного движения;
- жёсткие корненожки (без изменения формы в процессе движения) для реализации пространственного движения.

Предлагается частичное использование характерных признаков амебоидного движения, главным из которых следует считать наличие корненожек. В то же время во всех случаях корненожки рассматриваются как резервуары для перекачиваемой жидкости и служат для обеспечения перераспределения масс внутри аппарата. В техническом плане расположение и форма корненожек рассматриваются в связи с возможностью обеспечения перемещения в том или ином конструктивном варианте.

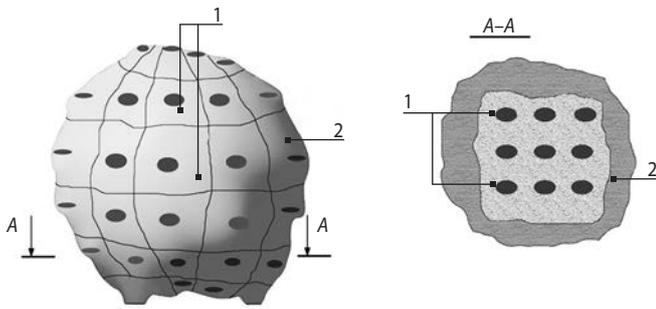
В рамках функционирования подобных устройств главной задачей является выбор способа перераспределения массы и связанное с этим изменение формы выростов. На рисунке 1 представлен один из вариантов конструктивного выполнения оболочки. Конструкция, позволяющая создавать (выдвигать) выросты, потребует использования эластичной, упруго растягиваемой или сжимающейся оболочки. Эффект изменения площади её поверхности может связываться как со всей, так и с частью оболочки.

При необходимости такая конструкция позволит реализовать как плоское, так и пространственное движение. При движении потребуется выполнить несколько операций:

- создание оси (точки) вращения;
- перераспределение массы с целью создания опрокидывающего момента;
- возвращение в исходное состояние.

Описание квазиамебоидного движения целесообразно рассматривать в виде сложного движения устройства, привязанного к перемещению центра масс (*Софьин А.П., Федорова Л.А., 2019*). В этом случае рассматриваются две составляющих движения:

- переносное, поступательное вместе с центром масс;
- вращение относительно центра масс.



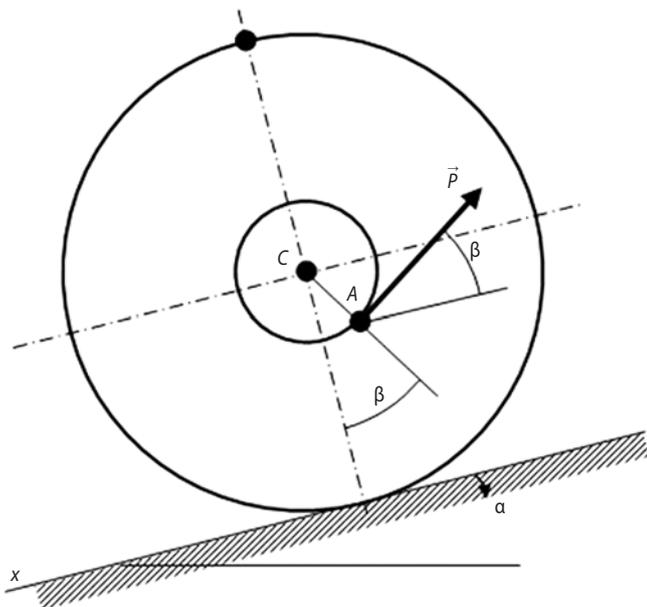
1 – отсек корненожки; 2 – внешняя оболочка.

рисунок 1. Вариант конструкции оболочки амебоидного аппарата

Использование амебоидного движения потребует разработки адекватных математических моделей. Их формирование основано на решении следующих технических проблем:

- выбор конструкции аппарата с обращением особого внимания на элементы, непосредственно обеспечивающие процесс перемещения;
- определение способа реализации амебоидного движения с разработкой конструкции соответствующих элементов.

Формирование облика устройства, в котором реализуются признаки амебоидного способа передвижения, удобнее рассматривать выбрав базовым прототипом тело цилиндрической формы, способное перекатываться по заторможенной поверхности (рисунок 2).



α – угол наклона неподвижной плоскости к горизонту; β – угол, определяющий положение точки A (точка приложения силы P); C – центр масс устройства.

рисунок 2. Схема размещения аппарата на плоскости

При этом цилиндрическое тело будет совершать плоское движение, исследование которого следует проводить в рамках принятого варианта распределения масс (объёмов) жидкости в пределах наружной граничной оболочки корпуса. Внешние силы будут приводиться к главному вектору \vec{P} , который и определит ориентацию плоскости движения.

Контакт с поверхностью перемещения выбранного образца обеспечивается посредством образующихся на наружной эластичной оболочке корпуса псевдоподий при заполнении их жидкостью. В качестве плоскости движения рассматривается плоскость, проходящая одновременно через точку приложения вектора внешних сил \vec{P} , нормальная к образующей цилиндра (см. рисунок 2).

Формирование модели для дальнейшего исследования движения устройства предусматривает определение:

1. Значения силы \vec{P} , под действием которой объект будет катиться по наклонной плоскости без проскальзывания и со скольжением.
2. Кинематических параметров аппарата.

Математическая модель основана на расчётной схеме, приведённой на рисунке 3.

Рассматриваемый цилиндрический каток контактирует с наклонной плоскостью посредством псевдоподий движителя, совершая при этом плоское движение.

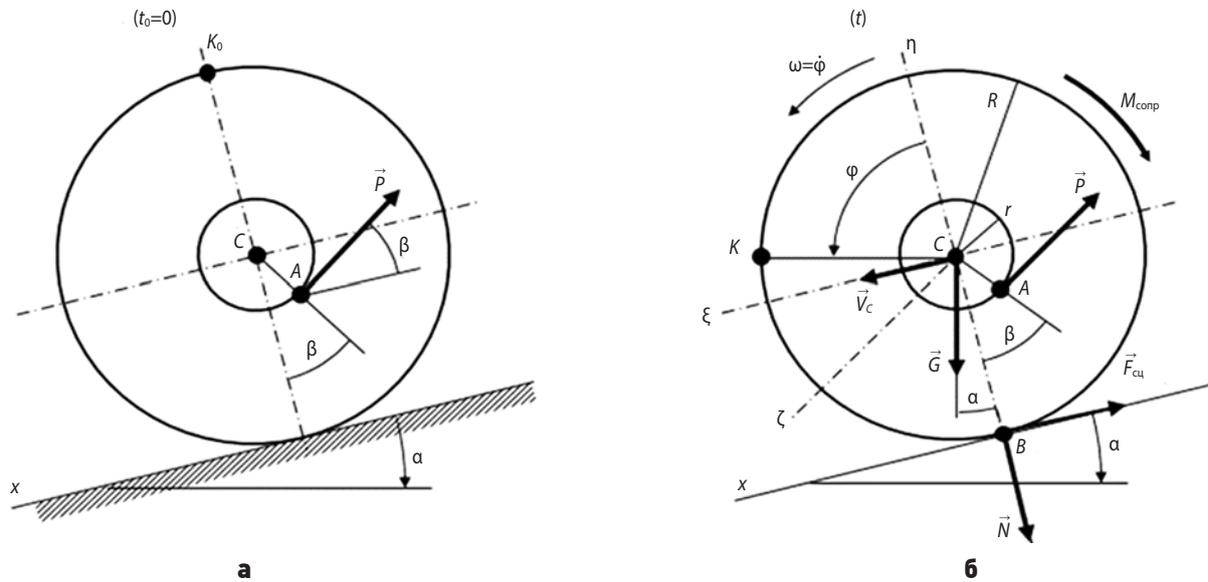
Дифференциальные уравнения движения этого цилиндра будут иметь вид:

$$\begin{aligned} m\ddot{x}_C &= \sum_1^n F_{kx}^e = F_x^e; \\ m\ddot{y}_C &= \sum_1^n F_{ky}^e = F_y^e; \\ I_{C\xi} \varepsilon &= \sum_1^n M_{C\xi}(\vec{F}_k^e) = M_{C\xi}^e, \end{aligned} \quad (1)$$

где m – масса тела; F_x^e, F_y^e – проекции главного вектора внешних сил, приложенных к телу, на оси x и y ; $I_{C\xi}$ – момент инерции тела относительно оси $C\xi$, проходящей через его центр масс перпендикулярно плоскости движения xu ; $M_{C\xi}^e$ – главный момент всех внешних сил, приложенных к телу, относительно оси $C\xi$.

В уравнения (1), кроме неизвестных $\ddot{x}_C, \ddot{y}_C, \ddot{\phi}$, войдут еще и реакции связи, характеризующие плоское движение несвободного тела по шероховатой наклонной поверхности. Это требует присоединения к уже представленным уравнениям (1) дополнительных равенств, учитывающих ограничения из-за внешних связей.

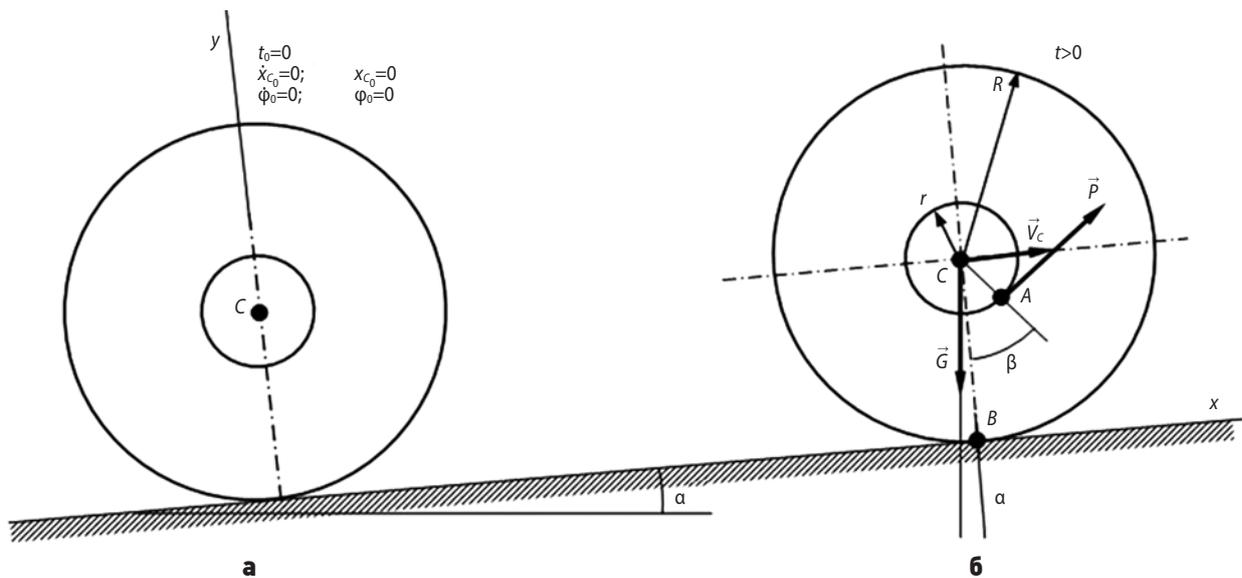
Интегрируя дважды уравнения (1), в ходе дальнейших расчётов можно получить кинематические характеристики плоского движения объекта:



а – к схеме движения; **б** – к определению параметров.

R, r – радиус большой и малой окружностей сечения цилиндра вертикальной плоскостью, проходящей через центр масс C ; K – фиксированная точка на наружной поверхности цилиндра, совпадающая в начальный момент с точкой K_0 ; x, y – оси условно неподвижной системы координат; ξ, η, ζ – оси системы координат, связанной с центром масс C объекта; точка B – мгновенный центр скоростей; φ – угол поворота объекта; ω – его угловая скорость; \vec{V}_C – скорость центра масс; \vec{G} – сила тяжести; $\vec{F}_{\text{сц}}$ – сила сцепления; \vec{N} – нормальная реакция; $M_{\text{сопр}}$ – момент сопротивления качению.

рисунок 3. Расчётная схема



а – к схеме движения; **б** – к определению параметров.

рисунок 4. Параметры начального положения

$$\begin{aligned} \dot{x}_C &= \dot{x}_C(t), & \dot{y}_C &= \dot{y}_C(t), & \dot{\varphi} &= \dot{\varphi}(t); \\ x_C &= x_C(t), & y_C &= y_C(t), & \varphi &= \varphi(t). \end{aligned} \quad (2)$$

Постоянные интегрирования уравнения (2) при этом определяются с использованием в качестве начальных условий движения тела следующих параметров:

- координат центра масс: x_{C0}, y_{C0} ;
- значения угла поворота φ_0 ;

- проекции начальной скорости центра масс на оси координат – $\dot{x}_{C0}, \dot{y}_{C0}$;
- начальной угловой скорости $\dot{\varphi}_0$.

В качестве начального положения устройства примем его фиксированное положение при остановке (рисунок 4). Дальнейшие расчёты проведены при следующих установленных величинах: $R=0,8$ м; $r=0,2$ м; $m=300$ кг; $\alpha=18^\circ$; $\beta=30^\circ$; коэффициент трения качения $\mu=0,0075$ м; коэффициент трения покоя (коэффициент сцепления) $f_{\text{сц}}=0,2$.

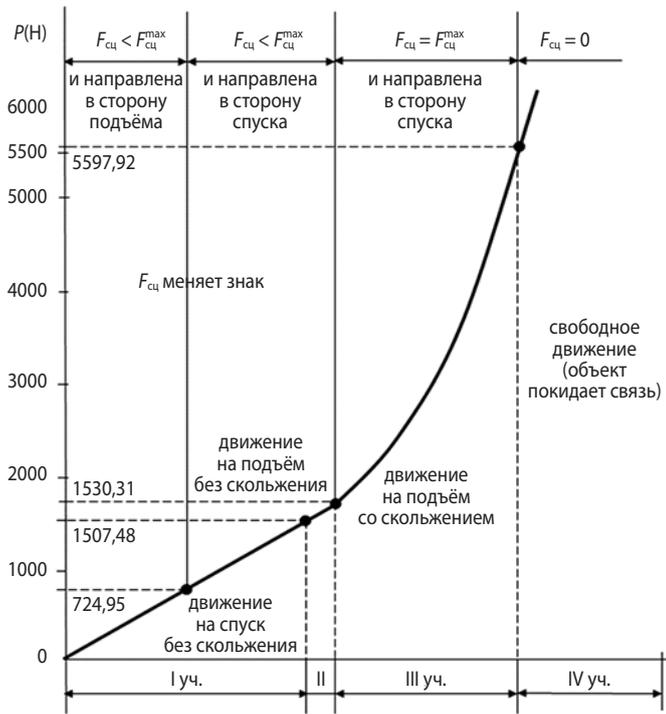


рисунок 5. Изменение характера перемещения модели амебоидного движителя из состояния покоя до свободного движения

Задаёмся начальными условиями при $t_0=0$: $\omega_0=5,0$ рад/с, $x_{c0}=0$, $\varphi_0=0$, $V_{c0}=4$ м/с.

Модель движения устройства позволяет исследовать влияние величины силы \vec{P} на характер перемещения. Представленные ниже результаты можно сгруппировать следующим образом:

- пороговые значения величины силы \vec{P} , при которых меняется характер движения объекта;
- оценка движения объекта при изменении модуля силы \vec{P} ;
- анализ связи характера движения аппарата с модулем и направлением силы сцепления.

Особенности влияния силы \vec{P} позволяют выделить следующие характерные участки движения (рисунок 5):

1. При $0 \leq P < 1507,42$ Н робот совершает плоское движение на спуск без скольжения;
2. При $1507,42 \leq P < 1530,31$ Н имеет место плоское движение на подъём без скольжения;
3. При $1530,31 \leq P < 5597,92$ Н наблюдается плоское движение на подъём при наличии скольжения;
4. При $5597,92 \leq P$ Н выходит на свободное плоское движение.

Таким образом, даже очевидные недостатки, связанные, в первую очередь, с достаточно низкой скоростью амебоидного движения, не могут приводить к отрицанию того, что при применении аппарата с таким способом передвижения будут естественным образом исключаться многие негативные признаки

окружающей среды. Немаловажно и то, что в таких движителях обеспечивается естественное дублирование элементов. Высокая устойчивость в процессе эксплуатации такого аппарата снижает его восприимчивость по отношению к воздействию факторов природной окружающей среды. Это позволяет говорить о перспективности разработки таких конструкций и возможности их использования в специфических условиях космических объектов.

Для дальнейшей разработки амебоидных устройств потребуются конкретизация способа управления и детальное определение источников энергии для осуществления перемещения. При этом аппараты, использующие амебоидный способ, могут широко применяться в случае невозможности использования классических колёс. Отсутствие ограничений по размерам обеспечивает однозначное преимущество и возможность использования таких устройств при выполнении различных операций в зонах с проблемными и неустойчивыми грунтами и покрытиями. Интерес к разработкам в данной области отмечен в США, Японии и некоторых других странах (Софьин А.П., Федорова Л.А., 2019). Это способствует появлению различных точек зрения не только на конструкцию, но и на способы применения и управления амебоидными аппаратами.

список литературы

Ардашов А.А., Силантьев С.Б., Софьин А.П., Федорова Л.А. Состояние и перспективы развития движителей космических роботов // Труды Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского. 2017. Вып. 656. С. 85-91.

Довгань В.Г., Мошнеев А.А. Первенцы космических робототехнических комплексов (к 50-летию «ЛУНОХОДА-1») // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2020. № 3. С. 21-29.

Косенкова А.В., Седых О.Ю., Симонов А.В., Миненко В.Е. Исследование достижимых районов посадки на поверхности Венеры для аппаратов различных типов // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2021. № 1. С. 12-22.

Софьин А.П., Федорова Л.А. К вопросу применения аморфных типов космических роботов // Экология и развитие общества. 2019. № 1. С. 57-60.

Bradley T. Arthur: Locomotion of amorphous surface robots // Пат. 8662213 США, МКИ В25J 11/00. № 342264; Заяв. 03.01.2012; Опубл. 04.03.2014; НКИ-180/7.1.11 с.

Статья поступила в редакцию 18.05.2022
 Статья после доработки 19.05.2022
 Статья принята к публикации 19.05.2022

**ВЛИЯНИЕ УГЛЕРОДНЫХ
НАНОТРУБОК НА СВОЙСТВА ЭМАЛЕЙ****THE INFLUENCE OF CARBON
NANOTUBES ON ENAMEL PROPERTIES**

П.С. Кищук¹,
piotr-piotrovitch@yandex.ru;
P.S. Kishchuk

Рассмотрены свойства эмалей различного состава без добавления углеродных нанотрубок и с добавлением. Приведено сравнение значений таких параметров, как блеск, твёрдость, эластичность, коэффициент теплового излучения, коэффициент поглощения солнечной радиации. Показана необходимость дополнительного оснащения рабочих мест при необходимости использования ультразвука для обработки нанотрубок.

Ключевые слова: эмаль; углеродные нанотрубки; коэффициент теплового излучения; коэффициент поглощения солнечной радиации; ультразвук.

DOI: 10.26162/LS.2022.57.3.009

ВВЕДЕНИЕ

В авиационной технике широко применяются магний содержащие алюминиевые сплавы, обладающие низкой – в сравнении с не содержащими магний сплавами – плотностью и высокой удельной прочностью (Волкова Е.Ф., Антипов В.В., 2012). Для защиты от коррозии подобных деталей используются различные эмали, например ЭП-140 и другие (Каблов Е.Н., 2007). Для исключения бликов на поверхностях приборных панелей пилотируемых космических аппаратов (ГОСТ Р 50804-95) применяют лакокрасочные покрытия (ЛКП) с низким блеском. Особые требования могут предъявляться к покрытиям внешних поверхностей космических аппаратов (Иванков А.А., Куришаков М.Ю., Твердохлебова Е.М., 2020) и борто-

Properties of different enamel compositions (with and without carbon nanotubes) are considered in the article.

Comparisons of different properties, such as gloss, hardness, elasticity, emissivity, solar absorption. The necessity of additional workplace equipment if it is necessary to use ultrasonic bath for processing nanotubes is indicated.

Key words: enamel; carbon nanotubes; emissivity; solar absorption; ultrasonic.

вых чёрных тел, изготовленных из алюминиевых или медных сплавов (Сметюхова Т.Н., 2021).

Как следствие, при разработке лакокрасочных материалов встаёт проблема повышения эксплуатационных свойств ЛКП. Решения подобных задач приведены во многих работах. Так, например, для сохранения блеска предлагается использовать УФ-стабилизаторы, такие как Бензон ОМ и другие, а для повышения атмосферостойкости – использовать фторопластоэпоксидные плёнкообразующие вещества (Семенова Л.В., Нефедов Н.И., Белова М.В., Лантев А.Б., 2017).

Известно, что проводились различные работы, связанные с добавлением углеродных нанотрубок

¹ АО «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева», Россия, Москва.

Khronichev State Research and Production Center, Russia, Moscow.

(УНТ) в эмали. В результате использования УНТ повысились эксплуатационные свойства покрытий. Так, (Николайчик А.В., Прокопчук Н.Р., Шнигель Т.А., Николайчик И.В., 2010) при введении УНТ в алкидные грунтовки улучшились их адгезионные свойства. В работе (Соловьянчик Л.В., Кондрашов С.В., Дьячкова Т.П., 2018) рассмотрены свойства покрытия на основе фторопласта Ф-32ЛН с добавлением УНТ. При повышении содержания УНТ от 0,5 до 20% угол смачивания увеличивается до 135,8°, однако при применении функционализированных нанотрубок угол смачивания начинает снижаться при концентрации более 13%.

Также весьма важным свойством является износостойкость покрытия. Например, в (Меркулов С.С. и др., 2007) рассматривается многослойное антикоррозионное покрытие с УНТ, состоящее из грунтовочного слоя, промежуточного слоя и покрывного слоя, сформированного на основе плёнообразующего материала с цинковым наполнителем от 40 до 86% об. и содержанием УНТ от 10 до 48% об. Добавление УНТ позволило повысить срок службы с 15–17 до 25–28 лет.

1. Рассмотрение свойств исходных эмалей и эмалей с УНТ

Проведённые исследования подтверждают, что добавление УНТ в ЛКП положительно влияет на прочность, адгезию, гидрофобность, увеличивает срок службы.

В ходе работы измерялись твёрдость покрытия, эластичность лакокрасочного покрытия при изгибе, коэффициент поглощения солнечной радиации, блеск.

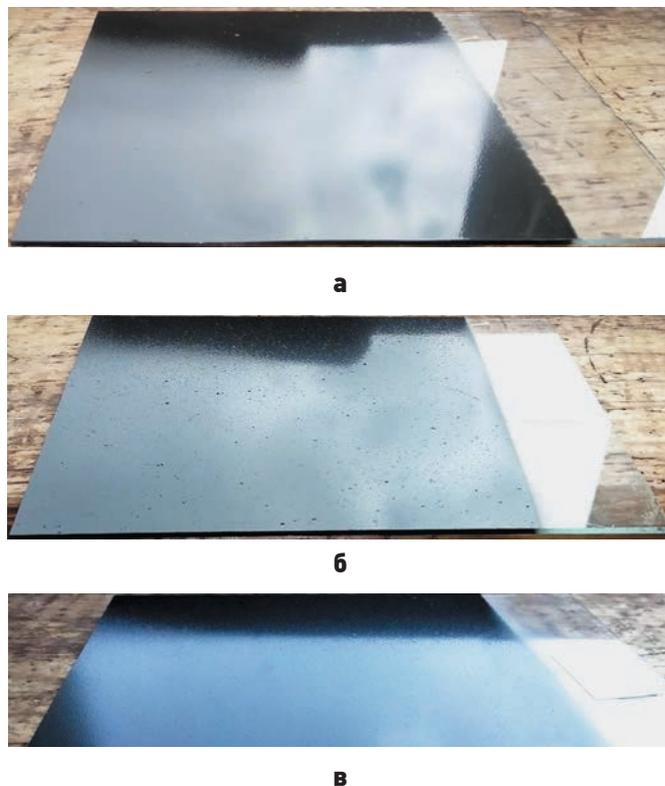
Для опытов были выбраны чёрные эмали: ЭП-51 по ГОСТ 9640-85, представляющая собой суспензию пигментов в растворе алкидно-эпоксидной смолы Э-30 и коллоксилина в органических растворителях с добавкой пластификаторов; ЭП-140 по ГОСТ 24709-81, представляющая собой суспензию пигментов в растворе эпоксидной смолы; эмаль ПФ-115 по ГОСТ 6465-76, представляющая собой суспензию пигментов в пентафталеовом лаке с добавлением сиккатива и растворителей. Были приготовлены рецептуры со следующим массовым содержанием УНТ: 0%, 0,05%, 0,1%, 0,2%, 0,5%. УНТ добавлялись в эмаль, после чего происходило перемешивание эмалей в течение трёх минут.

Твёрдость покрытия измерялась по ГОСТ 5233-89 на приборе ТМЛ с маятником А; эластичность измерялась по ГОСТ 6806-73; коэффициент поглощения солнечной радиации измерялся фотометром ФМ-59М; блеск измерялся блескомером БФ-5.

Результаты измерений приведены в таблице 1.

Из таблицы видно, что при добавлении УНТ коэффициент поглощения солнечной радиации и эластичность не зависят от содержания УНТ и практически не изменяются, в то время как блеск с ростом содержания УНТ снизился на 13% для эмали ЭП-51 и на 25% – для эмали ЭП-140 при добавлении 0,5% масс., а твёрдость покрытия эмали ЭП-51 несколько уменьшилась, но с ростом концентрации возросла, в то время как для эмалей ЭП-140 и ПФ-115 твёрдость с ростом содержания УНТ повысилась, но позже снизилась. Это объясняется склонностью углеродных нанотрубок образовывать агломераты, которые вытесняют связующее, тем самым увеличивая межфазную зону, что приводит к снижению прочностных характеристик (Тарасов В.А., Степануцев Н.А., 2010). Проявление данного свойства можно заметить при нанесении эмали на поверхность. Образцы эмали с УНТ имеют повышенную шероховатость, что можно увидеть на рисунке 1, на котором изображены образцы в солнечном свете.

Повышение твёрдости покрытия объясняется тем, что при добавлении большого количества УНТ повышается содержание не только агломератов, но и отдельных нанотрубок; кроме того, при перемешивании раствора происходит частичное разрушение агломератов, что повышает содержание отдельных нанотрубок.



а – без УНТ; **б** – с содержанием УНТ 0,5% масс.;
в – с содержанием УНТ 0,5% масс. после обработки ультразвуком.

рисунок 1. Стекланные образцы с эмалью ЭП-51

таблица 1 – Параметры исходных эмалей и эмалей с УНТ

эмаль	содержание УНТ, % масс.	блеск, %	твёрдость, усл. ед.	эластичность, мм	коэффициент поглощения солнечной радиации, %
ЭП-51	0	54,5	0,18	1	96,2
	0,05	52,0	0,24	1	96,2
	0,10	44,8	0,18	1	96,3
	0,20	41,0	0,19	1	96,2
	0,50	41,5	0,23	1	96,3
ЭП-140	0	47,0	0,62	1	95,0
	0,05	45,0	0,63	1	95,0
	0,10	43,0	0,72	1	94,9
	0,20	42,0	0,68	1	95,0
	0,50	35,0	0,68	1	95,0
ПФ-115	0	63,0	0,10	1	95,0
	0,05	48,7	0,13	1	95,0
	0,10	47,0	0,13	1	95,0
	0,20	45,0	0,15	1	95,0
	0,50	45,0	0,10	1	95,0

таблица 2 – Параметры эмалей с УНТ, обработанных ультразвуком

эмаль	содержание УНТ, % масс.	блеск, %	твёрдость, усл. ед.	эластичность, мм	коэффициент поглощения солнечной радиации, %
ЭП-51	0,05	47,0	0,257	1	96,2
	0,10	46,0	0,22	1	96,2
	0,20	41,0	0,25	1	96,3
	0,50	34,0	0,28	1	96,4
ЭП-140	0,05	63,0	0,75	1	94,8
	0,10	60,0	0,76	1	94,7
	0,20	57,1	0,73	1	94,9
	0,50	50,1	0,66	1	94,9
ПФ-115	0,05	51,6	0,1	1	95,0
	0,10	51,0	0,14	1	95,0
	0,20	49,5	0,14	1	95,0
	0,50	48,3	0,17	1	95,0

2. Свойства эмалей с УНТ, обработанных ультразвуком

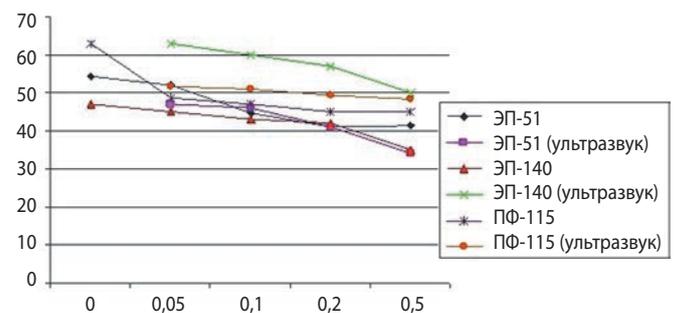
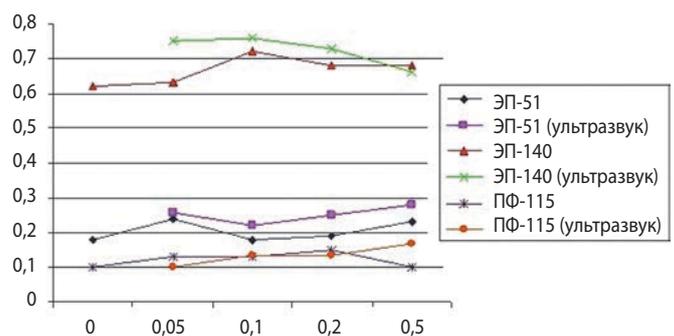
Снизить негативный эффект возможно обработкой агломератов ультразвуком для их разрушения.

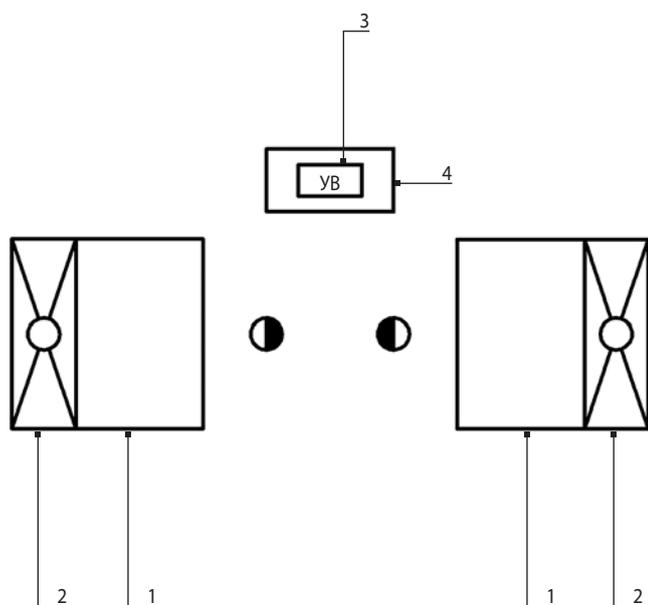
Углеродные нанотрубки добавлялись в растворитель 648 для разбавления эмали ЭП-51, в растворитель Р-5А – для эмали ЭП-140 и в ксилол – для эмали ПФ-115; после этого в течение 10 минут обрабатывались в ультразвуковой ванне при частоте 35 кГц. Эмали готовились следующим образом. Соответствующие растворители брались в количестве, необходимом для достижения рабочей вязкости по вискозиметру ВЗ-246 согласно стандартам на эмали. Количество УНТ бралось исходя из массы подготовленной эмали, обладающей необходимой рабочей вязкостью.

Полученные результаты приведены в таблице 2.

Графически изменения свойств эмалей представлены на рисунках 2 и 3.

Таким образом, углеродные нанотрубки придают лакокрасочным покрытиям твёрдость, не влияют на эластичность, но снижают блеск, что может быть использовано в интерьерах пилотируемых летательных аппаратов.

**рисунок 2.** Изменение блеска эмалей**рисунок 3.** Изменение твёрдости эмалей



- 1 – окрасочная камера;
- 2 – вытяжка;
- 3 – ультразвуковая ванна;
- 4 – защитный кожух.

рисунок 4. Организация рабочего места в покрасочном цехе с использованием ультразвуковой ванны

Для нанесения подобных эмалей предлагается разместить ультразвуковую ванну непосредственно на покрасочном участке. Для этого необходимо выполнить требования охраны труда. В частности, ультразвуковая ванна должна иметь защитный кожух, изготовленный из металла толщиной не менее 1,5 мм, оклеенный вибропоглощающим материалом со стороны ванны. Данное решение позволит немедленно добавлять УНТ, агломераты которых разрушены, в эмаль.

Пример организации рабочего места в покрасочном цехе с использованием ультразвуковой ванны приведён на рисунке 4.

ВЫВОДЫ

1. УНТ упрочняют эмалевые покрытия, но для достижения значительных результатов требуется разрушить агломераты УНТ, например ультразвуком. Это, учитывая способность нанотрубок собираться в агломераты, может потребовать размещения ультразвуковой ванны непосредственно на участке, проводящем покрасочные работы.

2. УНТ в покрытиях практически не влияют на поглощение солнечной радиации, но могут снизить блеск, что позволит использовать те же эмали, в случаях, когда к ЛКП поверхностей предъявляются требования покрытия именно этими эмалями.

список литературы

Волкова Е.Ф., Антипов В.В. Магниево деформируемые сплавы // Все материалы: энциклопедический справочник. 2012. № 5. С. 20-26.

ГОСТ Р 50804-95. Среда обитания космонавта в пилотируемом космическом аппарате. Общие медико-технические требования. М.: Госстандарт России, 1995. 121 с.

Иванков А.А., Куришаков М.Ю., Твердохлебова Е.М. Расчётное исследование собственной внешней атмосферы космических аппаратов разработки АО «НПО Лавочкина» // Вестник НПО имени С.А. Лавочкина. 2020. № 3. С. 30-37.

Каблов Е.Н. Материалы для авиакосмической техники // Все материалы: энциклопедический справочник. 2007. № 5. С. 7-27.

Меркулов С.С., Новиков А.Б., Ройтман Б.И. Многослойное антикоррозионное покрытие с углеродными нанотрубками // Пат. 2312875 Российская Федерация МПК С09D 5/08. Владелец Федеральное государственное унитарное предприятие «Центральный научно-исследовательский институт «Дельфин». Рег. № заявки 2006109416/04; заявл. 2006.03.24; опубл. 20.12.2007. Бюл. № 35.

Николайчик А.В., Прокопчук Н.Р., Шпигель Т.А., Николайчик И.В. Новые грунтовочные лакокрасочные материалы, содержащие углеродные нанотрубки // Труды БГТУ. Серия IV. Химия, технология органических веществ и биотехнология. 2010. С. 139-142.

Семенова Л.В., Нефедов Н.И., Белова М.В., Липтев А.Б. Системы лакокрасочных покрытий для вертолётной техники // Авиационные материалы и технологии. 2017. № 4. С. 56-61.

Сметюхова Т.Н. Обзор моделей чёрных тел, применяемых в аэрокосмических аппаратах. Часть 1. Классические модели бортовых чёрных тел // Вестник НПО имени С.А. Лавочкина. 2021. № 2. С. 60-66.

Соловьянчик Л.В., Кондрашов С.В., Дьячкова Т.П. Электропроводящие, высокогидрофобные покрытия на основе фторопласта Ф-32ЛН с углеродными нанотрубками // Многофункциональные лакокрасочные покрытия: материалы Всероссийской научно-технической конференции, 2018. С. 55-65.

Тарасов В.А., Степанищев Н.А. Упрочнение полиэфирной матрицы углеродными нанотрубками // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Приборостроение; Спецвыпуск «Нанотехнологии». 2010. С. 53-65.

Статья поступила в редакцию 09.06.2022

Статья после доработки 10.06.2022

Статья принята к публикации 10.06.2022

К ВОПРОСУ ОЦЕНКИ ТЕХНИЧЕСКОГО УРОВНЯ И КАЧЕСТВА ИЗДЕЛИЙ КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ НА ОСНОВЕ МОДЕЛИ НЕЧЁТКОЙ СИСТЕМЫ



С.В. Кудрявцев¹,
кандидат технических наук,
skudr@laspace.ru;
S.V. Kudryavtsev

Рассматривается вопрос оценки технического уровня и качества изделий космической техники. Проводится анализ традиционного подхода расчёта интегрального показателя качества промышленной продукции, состава частных показателей технического уровня и требований к ним. Приводится описание методического подхода к оценке технического уровня и качества изделий космической техники с использованием аппарата теории нечётких множеств. Рассматриваемый методический подход служит повышению объективности оценок, полученных традиционными методами, и является инструментом для решения различных задач управления и оценки эффективности реализованных и перспективных проектов.

Ключевые слова:
качество; технический уровень;
промышленная продукция;
изделия космической техники;
разработка; производство;
эксплуатация;
нечёткое множество;
функция принадлежности;
экспертная оценка.

DOI: 10.26162/LS.2022.57.3.010

¹ АО «НПО Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.

ON THE ISSUE OF ASSESSING THE TECHNICAL LEVEL AND THE QUALITY OF SPACE TECHNOLOGY PRODUCTS BASED ON THE FUZZY SYSTEM MODEL



В.М. Розовенко¹,
аспирант,
RozovenkoVM@laspace.ru;
V.M. Rozovenko

The issue of assessing the technical level and quality of space technology products is considered. The analysis of the traditional approach of calculating the integral indicator of the quality of industrial products, the composition of private indicators of the technical level and the requirements for them is carried out. The description of the methodological approach to the assessment of the technical level and quality of space technology products using the apparatus of the theory of fuzzy sets is given. This methodological approach serves to increase the objectivity of assessments obtained by traditional methods and is a tool for solving various management tasks and evaluating the effectiveness of implemented and prospective projects.

Key words:
quality; technical level;
industrial products;
space technology products;
development; manufacturing;
operations;
fuzzy set;
membership function;
expert assessment.

Lavochkin Association, JSC, Russia, Moscow region, Khimki.

ВВЕДЕНИЕ

Для космической техники (КТ), в составе которой применяются сложные программно-аппаратные средства, оценка качества и технического состояния является важнейшей задачей. Качество необходимо оценивать на различных этапах создания, производства и эксплуатации КТ с целью установления возможных отклонений в её функционировании (Ефанов В.В., Мошнев А.А., 2021).

В соответствии с (ГОСТ 15467-79) под техническим уровнем КТ понимается относительная характеристика качества изделий, основанная на сопоставлении значений показателей, характеризующих техническое совершенство оцениваемой продукции, с базовыми значениями соответствующих показателей. При этом техническое совершенство определяется совокупностью свойств образцов, характеризующих научно-технические достижения в развитии КТ.

Для отраслей машиностроения используются показатели технического уровня и качества, которые отражают соответствие характеристик образцов продукции набору основных требований. К ним относятся следующие направления:

- назначение;
- унификация;
- безопасность;
- расходование топлива, сырья, энергии;
- общественно полезный эффект;
- экономичность;
- эксплуатационная эффективность;
- эстетические;
- экологические;
- патентно-правовые (РД 50-149-79).

Кроме того, система показателей качества и технического уровня образцов КТ должна отражать достижения научно-технического прогресса в космической сфере, новизну технических решений, прогрессивность производственно-технологических новаций. Главной целью оценок является обеспечение выполнения необходимых эксплуатационно-технических требований к характеристикам изделий и предотвращение возможных отказов в процессе функционирования КТ. По причине большого разнообразия и неоднородности указанных свойств и характеристик расчёт технического уровня образцов КТ существенно затруднён.

Таким образом, вопросы оценки технического уровня и качества КТ рассматриваются как многокритериальная задача, решение которой требует современных методов и подходов, проведения комплекса исследований, анализа, оценок, экспертиз и испытаний на различных этапах жизненного цикла образца КТ.

Научные, производственно-технологические и кадровые ресурсы промышленного предприятия оказывают определяющее влияние на технический уровень и качество КТ (Кудрявцев С.В., Примаков П.В., Соколова А.Л., Трофимова Т.Ю. и др., 2013). С учётом совокупности воздействующих условий (аспектов) случайного характера оценку состояния и качества разработки, производства, испытаний и эксплуатации изделий КТ можно отнести к расчётной задаче в условиях неопределённости. Для одновременного учёта множества разнородных взаимосвязанных факторов и необходимости обработки большого массива данных, в том числе качественной трудноформализуемой информации, получаемой на различных этапах жизненного цикла образцов КТ, в исследованиях возможно использование подходов из теории нечётких множеств. Данные подходы могут обеспечить более точную оценку состояния образцов, выявить проблемные области в их разработке, изготовлении, испытании и эксплуатации, а также определить конкретные резервы в создании и производстве новой КТ.

1. Основные показатели технического уровня промышленной продукции и требования к ним

Номенклатура показателей качества промышленной продукции подразделяется на обобщённые (комплексные) и частные (относительные). Расчёт обобщённых показателей осуществляется на основе частных показателей. Среди набора комплексных показателей выделим показатели: назначения, технического совершенства, безопасности, мобильности, стандартизации и унификации, а также эксплуатационные, эргономические, патентно-правовые, экологические и экономические.

Показатели назначения – отдельная группа показателей, которая определяет основные характеристики изделия по его функциональному предназначению и позволяет оценить эффективность его применения. Значения этих показателей, как правило, считаются неизменными в пределах одного типа изделия в рамках конкретного производства.

Показатели технического совершенства позволяют оценить свойства изделий с точки зрения внедрения научно-технических достижений. При комплексной оценке выделяют: проектно-конструктивное, производственно-технологическое и эксплуатационное совершенство изделия КТ.

Конструктивное совершенство предполагает совокупность свойств КТ, включающих высокий уровень

массовых, прочностных, аэробаллистических, энергетических и экологических характеристик.

Производственно-технологическое совершенство характеризуют: правильный выбор материалов с учётом их технологических свойств для минимизации расходов, использование узких модульных специализированных операций для сокращения производственного цикла и трудоёмкости, современные методы обработки материалов, высокий уровень технологий, внедрения автоматизации и механизации производственных процессов (ГОСТ Р ИСО 9000-2001).

Эксплуатационное совершенство оценивается уровнем эксплуатационных характеристик, к которым относятся:

- трудоёмкость технического обслуживания – характеристика, выражающая трудозатраты на обслуживание и измеряемая человеко-часами. Уровень данной характеристики определяется сложностью средств обслуживания и соответствующей квалификацией обслуживающего персонала;
- ремонтпригодность. Основным показателем ремонтпригодности является время поиска и восстановления неисправностей;
- технический ресурс – суммарная наработка от начала эксплуатации до её прекращения, обусловленной негодностью КТ (потерей рабочей функции);
- срок службы – период времени от начала эксплуатации изделия КТ до достижения им предельного состояния, при котором его дальнейшая эксплуатация изделия экономически невыгодна или недопустима из соображений безопасности;
- надёжность – показатель сохранения работоспособности того или иного тракта системы образца КТ при решении конкретной задачи или среднее время наработки на отказ.

При оценке надёжности могут рассматриваться следующие свойства КТ:

- отказобезопасность – способность системы при отказе переходить в режим работы, безопасный для людей, для окружающей среды,
- контролеспособность – свойство образца КТ обеспечить достоверную оценку его технического состояния и своевременное обнаружение неисправностей.

При анализе эргономических характеристик оцениваются:

- занятость оператора – процент времени, затраченный на выполнение задач, отнесённый ко всему времени функционирования комплекса КТ;
- уровень автоматизации, который характеризует технический уровень системы, обеспечивающей

взаимодействие с оператором. Оценивается как отношение занятости в автоматизированном режиме к занятости в неавтоматизированном режиме;

- качество деятельности оператора – как характеристика невыполнения комплексом КТ своих функций из-за ошибок оператора;
- психофизиологическое напряжение – характеризуется психофизиологическими показателями состояния оператора.

Экономические (стоимостные) характеристики образцов КТ включают:

- стоимость разработки и стоимость серийного производства образца;
- затраты на эксплуатацию образца (группировки образцов) КТ;
- стоимость модернизации и утилизации.

Анализ опыта использования критериев оценки промышленной продукции на АО «НПО Лавочкина» показывает, что показатели технического уровня изделий КТ должны соответствовать следующим основным требованиям:

- Иметь количественное измерение и обеспечить возможность их сравнения как для одной, так и разных групп продукции.
- Иметь автономный характер.
- Распространяться на различные этапы жизненного цикла изделий КТ.
- Отражать влияние условий создания, производства и эксплуатации КТ.

2. Расчёт частных показателей технического уровня изделий КТ

Традиционным подходом расчёта частных показателей технического уровня образцов КТ является использование методов теории вероятностей. В этом случае показатель представляется в виде вероятности выполнения конкретной задачи из совокупности задач, возложенных на изделие КТ. Фактически рассчитывается эффективность (результативность) достижения цели на определённом этапе жизненного цикла образца КТ.

Пусть в рамках события A изделием КТ выполняется конкретная функция, на различных этапах реализации которой совместно проявляются следующие независимые события A_i : надёжное функционирование систем изделия в стандартных условиях, парирование системами неблагоприятных внешних воздействий и безотказная работа изделия при управленческих ошибках.

В соответствии с законами теории вероятностей вероятность безотказной работы изделия $p(A)$ за всё время функционирования равна:

$$p(A) = p(A_1)p(A_2)p(A_3),$$

где $p(A_1)$ – вероятность надёжной работы изделия;
 $p(A_2)$ – вероятность парирования неблагоприятного внешнего воздействия;
 $p(A_3)$ – вероятность преодоления ошибок оператора (программных и ручных).

В данном случае случайные события перехода изделия из состояния полной работоспособности в состояние несоответствия определённым требованиям и выхода за допустимые пределы трактуются как отказ. Отказ может произойти в различных системах образца, поэтому решение задачи может предполагать декомпозицию объекта исследования, при этом вероятность безотказной работы изделия равна произведению вероятностей безотказной работы его составных частей (устройств).

В общем случае для оценки надёжности функционирования образца КТ используется понятие интенсивности отказов, определяемой как средняя по времени частота отказов:

$$\lambda = \frac{\Delta n}{\Delta t} / N,$$

где Δn – число устройств, отказавших за время Δt ;
 N – число исправно функционирующих устройств.

На практике понятие «надёжность» относится к конкретным временным интервалам. Поэтому вероятность надёжного функционирования изделия определяется как вероятность того, что за определённое время функционирования изделия t в заданных условиях отказа не произойдёт.

По опыту эксплуатации КТ в расчётах принимают, что интенсивность отказов техники не зависит от времени и является постоянной величиной. В этом случае время безотказной работы имеет также постоянное значение и равно обратной величине интенсивности отказов:

$$T = 1/\lambda,$$

где T – время безотказной работы изделия.
При $\lambda = \text{const}$ вероятность безотказной работы равна

$$p = e^{-\lambda t} = e^{-\frac{t}{T}}.$$

Если время функционирования изделия t значительно меньше среднего времени безотказной работы T , то

$$p = 1 - \frac{t}{T} = 1 - \lambda t.$$

Значение λ определяется статистическими методами на основе обработки информации об отказах.

3. Расчёт интегрального показателя качества изделий КТ методом взвешенного суммирования

Интегральный показатель технического уровня образца КТ определяется на основе метода взвешенного суммирования по следующей формуле (Занин К.А., 2011):

$$T_y = \sum_{i=1}^n \alpha_i K_i,$$

где T_y – интегральный показатель технического уровня;

K_i – i -й комплексный показатель технического уровня;

α – весовой коэффициент;

n – количество комплексных показателей.

Весовые коэффициенты определяются путём обработки статистических данных или экспертными методами.

Технический уровень оцениваемой продукции выше или равен уровню базового образца, если значение интегрального показателя, как и комплексного, больше или равно единице.

Технический уровень оцениваемой продукции ниже уровня базового образца, если большинство значений (или все значения) комплексных показателей, а следовательно, и интегрального показателя, меньше единицы.

При этом каждый из рассматриваемых показателей K_i рассчитывается следующим образом:

$$K_i = P_i / P_{ia},$$

где P_i – значение i -го показателя оцениваемого изделия;

P_{ia} – значение i -го показателя базового изделия (аналога).

Таким образом, оценка технического уровня изделия КТ осуществляется путём сопоставления значения показателей оцениваемого образца с базовым или с аналогом.

Комплексная оценка качества КТ основана на сравнении интегрального показателя технического уровня оцениваемого изделия и базового образца (аналога) с учётом суммарных затрат потребителя на разработку, производство и эксплуатацию. То есть определяется интегральный показатель качества продукции K_n :

$$K_n = (T_y \cdot C) / (T_{ya} \cdot C_a),$$

где T_y и T_{ya} – интегральные показатели технического уровня оцениваемого изделия и базового образца (аналога) соответственно;

таблица 1 – Группы показателей технического уровня изделий КТ

комплексный показатель	группа частных показателей	$\mu_A(x)=0$	$\mu_A(x)=1$
x_1	показатели назначения	низкие	высокие
x_2	безопасность	не обеспечивается	обеспечивается
x_3	эксплуатационные показатели	низкие	высокие
x_4	эргономические свойства	плохие	хорошие
x_5	техническое совершенство	низкое	высокое
x_6	мобильность	незначительная	значительная
x_7	унификация и стандартизация	не обеспечиваются	обеспечиваются
x_8	экологическое соответствие	отсутствует	имеется
x_9	экономические (стоимостные) затраты	большие	малые
x_{10}	патентно-правовые аспекты	отсутствуют	имеются

таблица 2 – Типовая шкала функций принадлежности

балл	очень плохо	плохо	средне	хорошо	очень хорошо
оценка	0, 0, 0.1, 0.3	0.1, 0.3, 0.3, 0.5	0.3, 0.5, 0.5, 0.7	0.5, 0.7, 0.7, 0.9	0.7, 0.9, 1, 1

S и C_a – суммарные затраты потребителя на разработку, производство и эксплуатацию оцениваемого изделия и базового образца (аналога) соответственно;

$S/C_a=C_{и}$ – интегральный показатель экономической эффективности.

Интегральный показатель экономической эффективности свидетельствует об экономической целесообразности замены устаревшей продукции, если $K_{и}>C_{и}$. Это значит, что затраты на выпуск изделия растут медленнее, чем повышаются технический уровень и качество продукции.

4. Методический подход к оценке качества изделий КТ на основе теории нечётких множеств

Для решения задачи оценки технического уровня и качества КТ при совокупности воздействующих условий (аспектов) случайного характера применение вероятностной модели часто представляется недостаточно корректным и обоснованным по причине недостатка имеющихся данных и установления адекватности модели реальному состоянию процесса разработки, производства и эксплуатации промышленных изделий. Аппарат теории нечётких множеств,

разработанный Л. Заде с целью приведения качественных экспертных оценок к количественным числовым значениям, может устранить этот недостаток.

Пусть E – универсальное множество; x – элемент E ; R – некоторое свойство. Обычное (чёткое) подмножество A универсального множества E , элементы которого удовлетворяют свойству R , определяется как множество упорядоченных пар

$$A = \{\mu_A(x)/x\},$$

где $\mu_A(x)$ – характеристическая функция (функция принадлежности, принимающая значение 1, если x удовлетворяет свойству R , и 0 – в противном случае, а также значения в некотором вполне упорядоченном множестве $M=[0, 1]$).

В качестве факторов (признаков), влияющих на технический уровень и качество образца КТ на этапах его жизненного цикла, можно рассматривать следующие группы показателей (нечёткие множества), таблица 1.

Указанные основные группы показателей при необходимости разбиваются на отдельные частные показатели, которые также выражаются в виде балльной оценки, предоставляемой экспертами.

К ВОПРОСУ ОЦЕНКИ ТЕХНИЧЕСКОГО УРОВНЯ И КАЧЕСТВА ИЗДЕЛИЙ КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ НА ОСНОВЕ МОДЕЛИ НЕЧЁТКОЙ СИСТЕМЫ

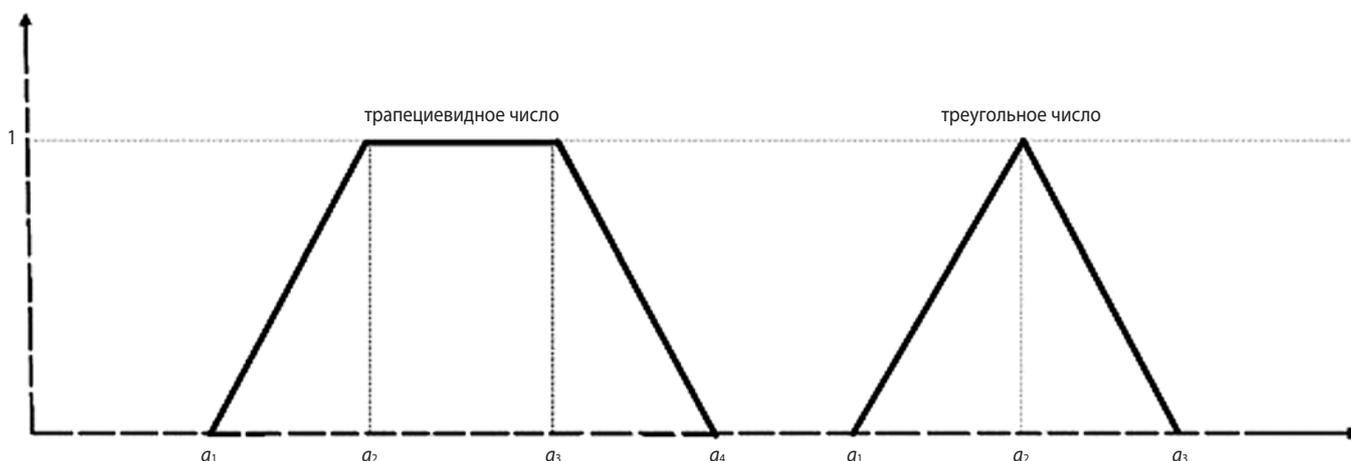


рисунок. Треугольные и трапециевидные числа

Исходя из приведённой шкалы, для конкретного образца КТ эксперт задаёт $\mu_A(x) \in [0, 1]$, формируя векторную функцию принадлежности $\{\mu_A(x_1), \mu_A(x_2), \dots, \mu_A(x_{10})\}$.

Экспертное определение значений функции принадлежности для конкретного изделия может осуществляться на основе различных подходов и методов.

При возможности количественной оценки показателей, например стоимостных, применяется процедура нормирования, позволяющая сформировать функцию принадлежности.

Целью нормирования является приведение количественного показателя к нечёткому числу, лежащему на интервале от 0 до 1. Если $A = \{a_1, a_2, a_3, a_4\}$ – нечёткое значение количественного показателя для конкретного изделия, а возможные значения показателя для всех изделий ограничены сверху числом Z , то после нормирования показатель будет равен $A = \{a_1/Z, a_2/Z, a_3/Z, a_4/Z\}$.

Известны представления функций принадлежности в виде типовых графиков, стандартных функций, на основе метода попарных сравнений (Кофман А., 1982). На практике при качественных оценках удобно применять нечёткие числа специального вида: треугольные и трапециевидные (рисунок).

Распространённым подходом экспертного формирования функций принадлежности является задание n -балльной шкалы качественных оценок состояний организационно-производственных систем (Кудрявцев М.С., 2021). Каждому из баллов сопоставляется трапециевидное нечёткое число, которое будет считаться нечёткой оценкой показателя в виде конкретной функции принадлежности.

В качестве примера в таблице 2 приведена 5-балльная шкала качественных оценок в виде следующих термов: очень плохо, плохо, средне, хорошо, очень хорошо.

таблица 3 – Результаты опроса эксперта

показатель	термы		
	низкий	средний	высокий
x_1	1	0	0
x_2	0	0	1
x_3	0	1	0
x_4	0	1	0
x_5	0	1	0
x_6	1	0	0

таблица 4 – Результаты оценок весов функций принадлежности, проведённых пятью экспертами по шести показателям

показатель	термы		
	низкий	средний	высокий
	количество/вес		
x_1	5/1	0/0	0/0
x_2	0/0	3/0.6	2/0.4
x_3	3/0.6	2/0.4	0/0
x_4	0/0	1/0.2	4/0.8
x_5	0/0	3/0.6	2/0.4
x_6	4/0.8	2/0.2	0/0

Более репрезентативным методическим подходом формирования функций принадлежности является использование следующего аппарата обработки экспертных мнений.

Пусть имеется шесть качественно описываемых показателей, значения которых описываются следующими термами: низкий, средний, высокий. Каждый

эксперт заполняет опросник, в котором указывает своё мнение о наличии свойств нечёткого множества по каждому оцениваемому показателю образца КТ (таблица 3).

На следующем этапе экспертные мнения обрабатываются и представляются в виде оценок весов функций принадлежности в составе показателей (таблица 4).

После операции суммирования типовых функций принадлежности с учётом их весового коэффициента, полученного экспертным путём, по каждому показателю формируется функция принадлежности. Подобным образом с учётом относительного веса показателей, как среднего арифметического значения оценок экспертов их вклада, формируется функция принадлежности, описывающая технический уровень и качество КТ по совокупности принятых показателей.

В дальнейшем указанные функции принадлежности, полученные для изделия и изделия-аналога, агрегируются известными методами (методы Чью – Парка, Чанга, Джейна, Дюбуа – Прада) в числовые значения, которые служат оценкой технического уровня и качества изделий космической техники.

заключение

При рассмотрении вопроса оценки технического уровня и качества изделий КТ весьма эффективным инструментом может быть аппарат теории нечётких множеств с использованием экспертного анализа.

Порядок определения интегрального показателя качества изделий КТ предполагает выполнение следующего порядка действий:

1. Определение перечня основных частных показателей технического уровня и качества КТ.
2. Нахождение относительного веса для каждого показателя экспертными методами.
3. Экспертное оценивание каждого качественного показателя нечётким числом.
4. Нормировка количественных показателей и приведение их к нечёткому виду.
5. Агрегирование нечётких оценок с заданными весами в числовое значение.

Результаты оценки технического уровня можно применять для выявления динамики развития разработчика, его проектно-конструкторских и испытательных школ, оценки влияния внедрения новых технических решений на качество продукции.

Модель нечёткой системы позволяет учитывать качественные характеристики различных объектов управления и даёт аппарат для работы с неопределённостью в условиях трудноформализуемой информации.

Гибкость метода теории нечётких множеств позволяет рассматривать его как инструмент для решения различных задач управления и оценки эффективности реализованных и перспективных проектов.

Применение теории нечётких множеств открывает возможности для

решения задач оценивания возможностей реализации программ создания самой разной промышленной продукции, оценки условий производства, анализа рисков тенденций развития предприятий. Многокритериальная оценка на основе теории нечётких множеств также применима к большим программам развития в отдельных отраслях промышленности и с точки зрения обеспечения рационального расходования бюджетных средств и снижения потерь в условиях неопределённости. Данный методический подход служит повышению объективности оценок, полученных традиционными методами.

список литературы

ГОСТ 15467-79. Управление качеством продукции. Основные понятия. Термины и определения. М.: Стандартиформ, 2009. 21 с.

ГОСТ Р ИСО 9000-2001. Системы менеджмента качества. Основные положения и словарь. М.: Госстандарт России, 2004. 26 с.

Ефанов В.В., Мошнеев А.А. Первый космический проект Г.Н. Бабакина // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2021. № 2. С. 3-7. DOI: 10.26162/LS.2021.52.2.001.

Занин К.А. Разработка методического аппарата повышения качества проектирования космических систем оптико-электронного наблюдения // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2021. № 1. С. 32-39.

Кофман А. Введение в теорию нечётких множеств. М., 1982. 432 с.

Кудрявцев М.С. Применение модели нечетких множеств в задачах оценки состояний организационно-производственных систем // Системный анализ, управление и навигация: 25-я Международная конференция, Евпатория, 2021. С. 99-100.

Кудрявцев С.В., Примаков П.В., Соколова А.Л., Трофимова Т.Ю., Кудрявцев М.С. Оценка конкурентоспособности предприятий ракетно-космической отрасли на основе теории нечетких множеств // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2013. № 3. С. 63-65.

РД 50-149-79. Методические указания по оценке технического уровня и качества промышленной продукции.

Статья поступила в редакцию 30.06.2022

Статья после доработки 01.07.2022

Статья принята к публикации 01.07.2022

ТРЕБОВАНИЯ К МАТЕРИАЛАМ ДЛЯ ПУБЛИКАЦИИ В ЖУРНАЛЕ

1. К публикации в журнале «Вестник «НПО им. С.А. Лавочкина» принимаются статьи по космической технике и технологиям, отвечающие критериям ВАК РФ по научной новизне и апробации представленных результатов натурными экспериментами (испытаниями), летной эксплуатацией или патентами на изобретения (полезные модели).
 2. Статьи из других организаций направляются в адрес АО «НПО Лавочкина» с сопроводительным письмом на имя главного редактора журнала. К статье необходимо приложить оформленный акт экспертизы, заключение комиссии по экспортному контролю и рецензии.
 3. Между авторами статей и редакцией журнала заключается лицензионный договор о передаче неисключительных прав.
 4. Статья должна быть подписана всеми авторами. Объём статьи должен быть не менее 12 и не более 17 страниц текста и 8 рисунков. Все страницы должны быть пронумерованы.
 5. Изложение материала должно быть ясным, логически выстроенным в следующей последовательности:
 - индекс УДК (слева);
 - инициалы и фамилии авторов, учёное звание и учёная степень каждого из авторов, место работы (полное название организации, страна, город), контактная информация (e-mail), заглавие статьи, краткая аннотация (5–7 строк), ключевые слова (5–6 слов) на русском языке и на английском языке;
 - основной текст;
 - список литературы.
 6. Рукопись статьи предоставляется в одном экземпляре, напечатанном на принтере на одной стороне стандартного листа формата **A4**.
 7. Набирать текст и формулы необходимо в **MS Word 2010**, используя стандартные шрифты **Times New Roman**, размер – **14**, интервал – **полтора**. Поля со всех сторон – **25 мм**.
 8. Формулы набираются латинским алфавитом, размер шрифта 14. Нумеруются только те формулы, на которые есть ссылки в тексте.
 9. Все используемые буквенные обозначения и аббревиатуры должны быть расшифрованы. Размерность величин должна соответствовать системе СИ.
 10. Элементы списка литературы должны содержать фамилии и инициалы авторов, полное название работы. Для книг указывается место издания, издательство, год издания, количество страниц. Для статей – название журнала или сборника, год выпуска, том, номер, номера первой и последней страниц.
 11. Рисунки и графики оформляются в **цветном** изображении, должны быть чёткими и не требовать перерисовки. Шрифт текста в иллюстративном материале **Arial Reg**, со **строчных букв** (кроме названий и имён).
 12. Таблицы должны быть пронумерованы, иметь краткое наименование, межстрочный интервал в наименовании таблицы одинарный, выравнивание по ширине страницы. Текст в таблице печатается со строчных букв, без полужирного начертания.
 13. После принятия статьи к публикации предоставить в электронном виде в адрес электронной почты vestnik@laspace.ru следующие файлы:
 - сформированной статьи, тип файла **.docx**;
 - рисунков, графиков, тип файла **.jpg**, или **.tiff**, разрешение не менее **300 dpi**, размер не более формата A4;
 - фотографий авторов, тип файла **.jpg**, или **.tiff**, разрешение не менее **300 dpi**, размер не менее 10×15;
 - сведений об авторах, тип файла **.docx**.В сведениях об авторах следует сообщить: ФИО (полностью), учёное звание, учёную степень, аспирант или соискатель учёной степени, должность, домашний и рабочий телефоны (с кодом города), мобильный (предпочтительней), адрес электронной почты.
- Консультации по правильному оформлению подаваемых материалов Вы можете получить у сотрудников редакции по тел.: 8 (495) 575-55-63.

издатель
ОРДЕНА ЛЕНИНА, ДВАЖДЫ ОРДЕНОВ ТРУДОВОГО КРАСНОГО ЗНАМЕНИ
АО «НПО ЛАВОЧКИНА»
редактор В.В. Ефанов
корректоры М.С. Винниченко, Н.В. Пригородова
вёрстка А.Ю. Титова
художественное оформление журнала, обложек, оригинал-макета –
«СТУДИЯ Вячеслава М. ДАВЫДОВА»
подписано в печать 24.08.2022. формат 60×84/8.
бумага офсетная. печать офсетная. объём 8,0 печ. л. тираж 250 экз. цена свободная

отпечатано с готового оригинал-макета в ООО «Вертола»
424004, Республика Марий Эл, г. Йошкар-Ола, ул. Льва Толстого, д. 45

подписку на журнал
ВЕСТНИК
НПО имени С.А. Лавочкина
можно оформить на почте,
подписной индекс № 37156
в каталоге «ПЕРИОДИЧЕСКИЕ
ИЗДАНИЯ. ГАЗЕТЫ И ЖУРНАЛЫ»
ООО ГК «УРАЛ-ПРЕСС»



ежеквартальный
научно-технический журнал
«Вестник «НПО имени С.А. Лавочкина»
издаётся с 2009 года.

включён:

- в базу данных российского индекса научного цитирования (РИНЦ);
- в перечень российских рецензируемых научных журналов ВАК по группе научных специальностей 05.07.00 авиационная и ракетно-космическая техника.

основные тематические направления:

- ракетная и космическая наука и техника
- непилотируемые средства для исследования Луны, планет и космического пространства
- проектирование, расчёт, математическое моделирование, производство, эксплуатация, управление полётом, баллистика, космическая навигация и др.

журнал адресован учёным, специалистам, аспирантам и студентам научно-исследовательских институтов, опытно-конструкторских бюро, университетов и промышленности, занимающихся решением теоретических и практических проблем

адрес редакции:

141402, Московская область, г. Химки, ул. Ленинградская, д. 24.
телефоны: (495) 575-5563, (495) 575-5469, факс: (495) 575-0068
vestnik@laspace.ru, <http://www.vestnik.laspace.ru>

3 2022
и ю л ь
сентябрь



- ① опорная орбита
 $h_p = 190$ км
 $h_a = 190$ км
 $i = 63.4^\circ$
- ② переходная орбита
 $h_p = 200$ км
 $h_a = 24200$ км
 $i = 63.4^\circ$
- ③ целевая орбита КА
 $h_p = 500$ км
 $h_a = 27400$ км
 $i = 63.4^\circ$

КОМПЛЕКС НАУЧНОЙ АППАРАТУРЫ НА СПУТНИКЕ РЕЗОНАНС

СРЕДСТВА ВЫВЕДЕНИЯ – РН «Союз 2/1а», РБ «Фрегат»
КОЛИЧЕСТВО КА В СИСТЕМЕ – 4 КА
СХЕМА ВЫВЕДЕНИЯ – 2-пусковая
АПОГЕЙ – ~ 27380 км
ПЕРИГЕЙ – ~ 500 км
НАКЛОНЕНИЕ – 63,4°
ВРЕМЯ НАХОЖДЕНИЯ КА В МАГНИТНОЙ СИЛОВОЙ ТРУБКЕ – ~40' (за виток)

ELMAWAN ИА ЧАН (Чехия) ОНЧ-приёмник

НГА (ВЧА) ЦБК ПАН (Польша) ВЧ-приёмник

БЭЛА ИКИ РАН (РФ) быстрый анализатор электронов

РПД ИПФ РАН (РФ) радиоизмеритель концентрации электронов

КАМЕРА-И ООО «Астрон-электроника» (РФ) измеритель ионной компоненты надтепловой плазмы

РЕПИН блок электроники ИА ЧАН (Чехия) измеритель тепловой плазмы

РЭМ ИКИ РАН (РФ) спектрометр энергичных частиц

КАМЕРА-Э ООО «Астрон-электроника» (РФ) измеритель электронной компоненты надтепловой плазмы

ДОК-М ИЭФ САН (Словакия) измеритель энергичных частиц кольцевого тока

LEMI-606 ЛЦ ИКИ НАНУ/НКАУ (Украина) магнитный индукционный датчик

АМЕФ-WB/ИЭСР-ЗР блок электроники АМЕФ-WB №1 и электрические датчики ИКИ БАН (Болгария) КНЧ-приёмник

РЗ НИРФИ (РФ) магнитный датчик

ФМ-7Р ИЗМИРАН (РФ) магнитометр

СУСПИ ИКИ РАН (РФ) система управления, сбора и передачи информации