

# ГРАНАТ

запущена с космодрома Байконур в декабре 1989 года. Получено изображение центра Галактики, найдены кандидаты в черные дыры, построена карта Центральной области нашей Галактики в рентгеновских и гамма лучах, открыты несколько десятков новых рентгеновских источников.

# МЕЖАУНАРОАНЫЕ КОСМИЧЕСКИЕ АСТРОФИЗИЧЕСКИЕ ОБСЕРВАТОРИИ (спектры исследования – рентген и гамма) СОЗДАНЫ В НПО имени С.А. ЛАВОЧКИНА

# **CNEKTP-P**

будет запущена с космодрома Байконур в 2017 году Придет на смену международной космической бсерватории ИНТЕГРАЛ. Обзор неба в режиме сканирования с высокой чувствительностью, угловым и энергетическим разрешением в рентгеновском диапазоне длин волн. Детальные исследования в режиме трехосной стабилизации отдельных отобранных областей неба и новых источников в рентгеновском диапазоне электромагнитного спектра.























































# HAM 5 AET.



ИННОВАЦИОННЫЕ АВТОМАТИЧЕСКИЕ КОСМИЧЕСКИЕ АППАРАТЫ ДЛЯ ФУНДАМЕНТАЛЬНЫХ И ПРИКЛАДНЫХ НАУЧНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ АКТУАЛЬНЫЕ ВОПРОСЫ СОЗДАНИЯ СЛУЖЕБНЫХ И НАУЧНЫХ СИСТЕМ



# посвященная КОСМИЧЕСКОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТ НПО имени С.А. ЛАВОЧКИНА НОСТИ

# конференция будет проводиться

с б по11 сентября 2015 г. при поддержке ФЕДЕРАЛЬНОГО КОСМИЧЕСКОГО АГЕНТСТВА и ОБЪЕДИНЕННОЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ КОРПОРАЦИИ.

направления работы конференции:

- проектирование, конструкция, расчет и совершенствование космических аппаратов и их систем
- баллистика, динамика, управление движением космических аппаратов
- дистанционное зондирование Земли и планет Солнечной системы
- экономические проблемы космонавтики

место проведения конференции: санаторно-оздоровительный комплекс «АНАПА- НЕПТУН» , г. Анапа, Краснодарский край

По дополнительным вопросам, касающимся проведения конференции, просим обращаться в оргкомитет конференции. телефон/факс: 8 (495) 572-00-68 телефон: 8(495) 575-54-69 conference@laspace.ru WWW.CONF-LASPACE.RU



ФЕДЕРАЛЬНОЕ УНИТАРНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ ПРЕДПРИЯТИЕ «НАУЧНО-ПРОИЗВОДСТВЕННОЕ ОБЪЕДИНЕНИЕ имени С.А. ЛАВОЧКИНА»





содержание
Торрес Санчес К.Х., Воронцов В.А., Пичхадзе К.М., Крайнов А.М.
Проблемные вопросы формирования схемно-технических
решений малогабаритных спускаемых аппаратов
Данилюк А.Ю., Клюшников В.Ю., Кузнецов И.И., Осадченко А.С.
Проблемы создания перспективных сверхтяжелых ракет-носителей10
Асюшкин В.А., Викуленков В.П., Лебедев К.Н., Лукъянец С.В.,
Мороз Н.Г.
создание высокоэффективного металлокомпозитного баллона
высокого давления
Деменко О.I., михаленков п.А. О накатарых волховах к рыбору ударного стоида для артономных испытаний
объектов оборудования космических аппаратов
Барабанов А.А., Папченко Б.П., Пичхалзе К.М., Ребров С.Г.,
Семенкин А.В., Сысоев В.К., Янчур С.В.
Предложения по построению космических систем из малых
космических аппаратов и транспортного энергетического модуля
с ядерной энергетической установкой
Матвеев Ю.А., Ламзин В.А., Ламзин В.В.
Исследование влияния надежности модификаций КА
на программу развития космической системы
Кульков В.М., Егоров Ю.Г., Крайнов А.М., Шаханов А.Е.,
Ельников Р.В.
К вопросу проектирования малых космических аппаратов
с электроракетнои двигательнои установкои для исследования малых тел
Солнечной системы
Прадеритальное проектирование псердокосмических аппаратов.
базовые метолы и критерии осуществимости 55
Белоногов 0.Б.
Метод идентификации безразмерных параметров течения потоков
жидкости в шариковых предохранительных и переливных клапанах рулевых
машин ракет и маршевых двигательных установок космических аппаратов
Брусов В.С., Карчаев Х.Ж., Клименко Н.Н., Мартынов М.Б.,
Пичхадзе К.М., Семенов В.В., Таргамадзе Р.Ч.
Проблемы создания псевдоспутников – высотных атмосферных
беспилотных летательных аппаратов на солнечной энергии
Павлов Д.В., Петров Д.С.
Настроика модели двигательнои установки космического аппарата
с использованием трехстадииного метода декомпозиции

#### журнал является рецензируемым изданием

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

© авторы статей

ежеквартальный научно-технический журнал издается с 2009 года адрес редакции: 141400 Московская обл., г. Химки, ул. Ленинградская, д. 24 телефоны: (495) 575 55 63, (495) 575 54 69 факс: (495) 572 00 68 адрес электронной почты: VESTNIK@LASPACE.RU адрес в Интернете: http://WWW.VESTNIK.LASPACE.RU

главный редактор д.т.н., профессор К.М. Пичхадзе заместитель главного редактора – д.т.н., профессор В.В. Ефанов редакционная коллегия П.А. Грешилов к.т.н. В.М. Давыдов д

.э.н. <b>Х.Ж. Карча</b>	
	ев
.т.н. <b>М.Б. Март</b>	ынов
.т.н. А.А. Моиш	еев
.т.н. <b>А.Е. Назар</b> о	06
.э.н. <b>В.М. Роман</b>	106
А.В. Савчен	<i>іко</i>
С.Н. Солодо	вников

к к к д к

#### редакционный совет

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

#### журнал является рецензируемым изданием

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





chief editor – d eng	
professor	K.M. Pichkhadze
deputy chief editor –	
d.eng., professor	V.V. Efanov
editorial	board
c.sc. (eng.)	P.A. Greshilov
	V.M. Davydov
d.eng.	K.A. Zanin
c.sc. (ec.)	K.Z. Karchayev
c.sc. (eng.)	M.B. Martynov
c.sc. (eng.)	A.A. Moisheev
d.eng.	A.E. Nazarov
c.sc. (ec.)	V.M. Romanov
	A.V. Savchenko
	S.N. Solodovnikov
e d i t o r i a l	council
chairman – d.eng.,	
professor	V.V. Khartov
corresponding	
member RAN	O.M. Alifanov
doctor of physical an	nd mathematical
sciences, professor	V.V. Asmus
academician RAN	A.A. Boyarchuk
d.eng., professor	B.I. Glazov
academician RAN	L.M. Zelenyi
corresponding	
member ANRT	H.I. Ibadinov
d.eng., professor	A.A. Lyubomudrov
academician RAN	M.Y. Marov
d.eng., professor	Y.A. Matveev
d.eng., professor	V.Y. Meleshko
academician NASB	O.G. Penyazkov
academician RAN	G.A. Popov
a.eng., projessor	V.E. Usachov
d and muchana	V.S. FINCHENKO
a.eng., projessor	<b>L.</b> IN. Knokniachev
corresponding	P M Chuston
acadomician MASU	D.M. Shuslov Va S. Vatskin
ucudemician NASU	Iu.S. Iulskiv

# the journal is a reviewed publication

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

COSMONAUTICS AND ROCKET ENGINEERING
table of contents
Torres Sanchez C.G., Vorontsov V.A., Pichkhadze K.M., Krainov A.M.
The problematic issues of engineering solutions for small-sized descent vehicles4
Problems of design & development of perspective super-heavy launch vehicles 10 Asyushkin V.A., Vikulenkov V.P., Lebedev K.N., Lukyanets S.V.,
Development of higheffective metal-base composite high-pressure vessel
Demenko O.G., Mikhalenkov N.A.
On some approaches to selection of shock test benches for autonomous
Barabanov A.A., Papchenko B.P., Pichkhadze K.M., Rebrov S.G.,
Semenkin A.V., Sysoev V.K., Yanchur S.V.
Proposals on creation of space systems of small spacecraft and
Matveev Yu.A., Lamzin V.A., Lamzin V.V.
Study of SC modifications reliability impact on space system
development program
Kulkov V.M., Egorov Yu.G., Kralnov A.M., Snaknanov A.E., Elnikov R.V.
On the issue of design of small spacecraft with electric propulsion unit
intended for studies of Solar system small bodies
Klimenko N.N. Preliminary design of pseudo satellites: basic methods and feasibility criterions 55
Belonogov O.B.
The identification method for the non-dimensional parameters of liquid
flows in boll safety and relief valves of rocket steering actuators and SC
Brusov V.S., Karchaev Kh.Zh., Klimenko N.N., Martynov M.B.,
Pichkhadze K.M., Semenov V.V., Targamadze R.Ch.
Problems of pseudo satellites development – Solar-Powered High Altitude
Pavlov D.V., Petrov D.S.
Tuning of spacecraft propulsion system model using three stage
decomposition method
the journal is a reviewed publication
the journal is included into data base «Russian Index of Scientific Citation» (RISC)     lagated at ELECTRONIC SCIENTIFIC LIPPARY integrated by the distance su
<ul> <li>the journal is in the list of editions, authorized by the SUPREME CERTIFICATION</li> </ul>
COMMITTEE OF THE RUSSIAN FEDERATION to publish the works of those applying for
a scientific degree
<ul> <li>editorial staff is not responsible for the content of any advertisements</li> </ul>
<ul> <li>manuscripts are not returned</li> </ul>
no part of this publication may be reprinted without reference to Space journal of
<ul> <li>vestinin «INPUTM, S.A. LAVUCHNINA»</li> <li>post-graduates have not to pay for the publication of articles</li> </ul>
<ul> <li>magazine articles and features required of author manuscript design are available at</li> </ul>
Internet Site http://www.vestnik.laspace.ru
<ul> <li>subscription index 37156 in catalogue «GAZETY EJUUKNALY» (RUSPECHAT)</li> <li>© FSUF «LAVOCHKIN ASSOCIATION»</li> </ul>
© article writers

# scientific and technical quarterly journal published since 2009

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

# ПРОБЛЕМНЫЕ ВОПРОСЫ ФОРМИРОВАНИЯ СХЕМНО-ТЕХНИЧЕСКИХ РЕШЕНИЙ МАЛОГАБАРИТНЫХ СПУСКАЕМЫХ АППАРАТОВ



**К.Х. Торрес Санчес**<sup>1</sup>, acnupaнm, cgerarts@yahoo.com.mx; **С.G. Torres Sanchez** 



**B.A. Воронцов**<sup>2</sup>, доктор технических наук, vorontsov@laspace.ru; V.A. Vorontsov

В статье рассматриваются основные параметры и схемообразующие признаки малоразмерного автоматического спускаемого аппарата на основе сравнения и выбора отработанных и перспективных схемно-технических решений посадки и ввода в действие спускаемого аппарата. Определяются основные характеристики спускаемого аппарата для получения предварительных оценок по массе и геометрии малоразмерного автоматического спускаемого аппарата.

Ключевые слова: космический аппарат; спускаемый аппарат; орбитальный аппарат; малый космический аппарат.

#### введение

Одним из наиболее перспективных направлений космической техники сегодня является создание малоразмерных космических аппаратов (МКА). Работы по этому направлению ведутся государствами, имеющими крупнейшие космические агентства: Россия, США, Великобритания, Франция, Германия и др.

# THE PROBLEMATIC ISSUES OF ENGINEERING SOLUTIONS FOR SMALL-SIZED DESCENT VEHICLES



**К.М. Пичхадзе**<sup>2</sup>, профессор, доктор технических наук, pichkhadze@laspace.ru; **K.M. Pichkhadze** 



A.M. Крайнов<sup>2</sup>, krainov@laspace.ru; A.M. Krainov

This article covers the main parameters and characteristic features of small-sized automatic descent vehicles based on comparison and selection of the verified and perspective engineering solutions for landing and activation of the descent vehicle. The main characteristics for small-sized automatic descent vehicles' mass and geometry preliminary assessments are defined.

Key words: spacecraft; descent vehicle; orbiter; small-sized spacecraft.

В разработке МКА также заинтересованы страны, имеющие более скромные бюджеты на развитие космических технологий, например, страны латинской Америки (Мексика, Бразилия, Аргентина и др.).

В Федеральной космической программе Российской Федерации значительная роль отводится ис-

<sup>&</sup>lt;sup>1</sup> ФГБОУ ВПО «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)», Россия, г. Москва.

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

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

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



рисунок 1. Основные схемообразующие признаки спускаемых аппаратов

пользованию унифицированной платформы для малоразмерных космических аппаратов. В рамках российского проекта «Малые космические аппараты для фундаментальных космических исследований» ведутся работы по созданию серии МКА научноисследовательского назначения на базе платформы «Карат». На базе этой платформы создаются малоразмерные спутники – астрофизические, дистанционного зондирования Земли, а также космические аппараты для фундаментальных научных исследований (*Овчинников М.Ю.*, 2007; *Афанасьев И.Б.*, 2011; *Ефанов В.В. и др.*, 2012).

Осуществление доставки на Землю результатов экспериментов и продукции микрогравитационной и других космических технологий в составе КА не всегда возможно либо экономически не выгодно, особенно когда грузы небольшие или требуется их оперативная доставка. Один из подходов к решению проблемы доставки небольших грузов с орбит искусственных спутников планет – это создание и эксплуатация малых спускаемых космических аппаратов (Демьяненко Д.Б. и др., 1994).

В продолжение направления разработки отечественных МКА предлагается создавать малоразмерные автоматические космические спускаемые аппараты (МАКСА) на базе унифицированной платформы «Карат» с учетом её применения для выполнения широкого круга задач.

В круг возможных задач, решаемых МАКСА, включены:

- летные испытания каких-либо новых конструктивных элементов или приборов и летная квалификация служебной аппаратуры;
- фундаментальные космические исследования в условиях микрогавитации;
- отработка и демонстрация новых технологий;
- обеспечение доставки полезной нагрузки на поверхность Земли для их исследований в земных лабораториях.

### 1. Схемообразующие признаки

В зависимости от назначения МАКСА существует ряд факторов и схемообразующих признаков (рисунок 1), влияющих на анализ и выбор структуры спускаемого аппарата (СА).

К таким факторам можно отнести:

- условия полета в атмосфере (параметры атмосферы, рельеф (уровни высот) поверхности планет и др.);
- научные задачи и особенности оборудования для их реализации;

#### ПРОБЛЕМНЫЕ ВОПРОСЫ ФОРМИРОВАНИЯ СХЕМНО-ТЕХНИЧЕСКИХ РЕШЕНИЙ МАЛОГАБАРИТНЫХ СПУСКАЕМЫХ АППАРАТОВ

 конструктивные особенности аппарата (уровни перегрузок, при которых СА должен сохраниться, коэффициент сопротивления и др.).

С учетом схемообразующих признаков возникает огромное множество вариантов допустимых сочетаний схемных решений, характеризующихся определенным количеством вариантов возможной реализации СА.

Исходя из анализа факторов, влияющих на принятие решения, при выборе схемного решения ввода в действие МАКСА для каждого выбранного варианта могут быть наложены ограничения (например, при спуске могут быть ограничения по допустимой перегрузке, допустимому аэродинамическому качеству, допустимому тепловому потоку и др.) в виде равенств и неравенств:

 $\varphi_i(x, y) = 0;$ 

 $\psi_i(x, y) \leq 0$ ,

где *x* – вектор дискретных параметров; *y* – вектор непрерывных параметров.

В зависимости от требований к задачам экспедиции в качестве функционала может быть использован тот или иной показатель, где одним из ключевых требований к системе десантирования является ее конструктивное совершенство, под которым подразумевается отношение массы полезной нагрузки (ПН) к массе СА (Воронцов В.А., 2009; 2011)

$$\max\left(\frac{m_{\text{\tiny{IH}}}}{m_{\text{ca}}}(x_i, y_j)\right),$$

где *m*<sub>пн</sub> – масса полезной нагрузки; *m*<sub>са</sub> – масса спускаемого аппарата.

Состав и параметры ограничений определяются требованиями со стороны научной аппаратуры и возможностями используемой платформы КА, ее конструктивно-компоновочной схемы.

# 2. Система ввода в действие

Так как одной из ключевых проблем, решение которой определяет успешность использования СА, является проблема формирования схемного решения системы ввода его в действие, то схемное решение системы ввода в действие во многом определяет конструктивно-компоновочную схему СА и МАКСА в целом.

Для принятия решения по определению проектного облика и выбору конструктивно-компоновочной схемы СА наиболее значимым признаком являются схема спуска и способ торможения в атмосфере. В свою очередь, схема спуска тесно связана с задачей экспедиции, а способ торможения зависит от выбора формы СА, обусловливающей заданную траекторию спуска, уровень аэродинамической и тепловой нагрузки, диктующих выбор конструкции тепловой защиты СА и средств обеспечения мягкой посадки.

В данной работе в качестве основной схемы экспедиции рассматривается вариант ввода в действие МАКСА на низкой околоземной орбите и его последовательной посадки на поверхности Земли. Выведение МАКСА на орбиту Земли может осуществляться с помощью легких ракетоносителей (РН). Один из наиболее приемлемых отечественных ракетоносителей такого класса – РН «Старт». После выведения и развертывания в рабочее положение начинается этап научной работы МКА, затем совершается закрутка МКА и подготовка СА к возвращению на Землю. Далее СА отделяется от МКА, аппарат входит в атмосферу Земли, происходит его спуск в атмосфере, аэродинамическое торможение и посадка на поверхность Земли (рисунок 2).



рисунок 2. Схема экспедиции МАКСА

### 2.1. Спуск в атмосфере

Спуск является одним из наиболее важных этапов полета МАКСА, только успешное его выполнение позволит решить поставленные задачи. Процесс десантирования СА в атмосфере может быть осуществлен разными способами с помощью выбора СА различных схемно-технических решений:

- СА баллистического спуска;
- СА с парашютной системой (ПС);
- СА с плавающей аэростатной системой на конечном этапе;
- СА с роторным тормозным устройством;
- СА с надувным тормозным устройством (НТУ);
- СА с тормозной двигательной установкой.

В настоящей работе особое внимание уделяется схемам спуска с ПС и НТУ, поскольку схемы спуска с парашютными системами на сегодняшний день хорошо изучены, а опыт работы с НТУ показал высокую эффективность в снижении массы и габаритных размеров аппарата (Финченко В.С., Пичхадзе К.М., 2012).



**ОНТУ** – основное надувное тормозное устройство; **ДНТУ** – дополнительное надувное тормозное устройство. **рисунок 3.** Последовательность входа, спуска и посадки СА с НТУ проекта «MetNet»



ПИМ – программно-инерционный механизм;

- ЛП лучевой приемник; ПЗ пиротехническая задержка;
- ПО парашютный отсек; РП радиопередатчик;
- РО радиолокационный отражатель;
- ПС парашютная система.

**рисунок 4.** Последовательность входа, спуска и посадки СА с ПС

Для выбора схемных решений СА сам процесс спуска десантного аппарата должен быть разделен на несколько участков (рисунки 3 и 4). Поэтому следует рассматривать в последовательности вход, спуск и посадку для каждого из схемных решений, на которых необходимо выделить основные параметры, участвующие на каждом этапе (Проект MetNet; Linkin V. et al., 2006).

### 3. Критерии оптимизации

До настоящего времени практически во всех исследованиях в качестве основного критерия эффективности (критерия качества) СА принималась масса ПН, которая доставляется на поверхность планеты или в ее атмосферу.

Максимум ПН обеспечивается соответственно минимумом массы основной конструкции. Для уменьшения массы конструкции желательно обеспечить торможение с минимальными перегрузками. Но при этом увеличиваются габариты СА, время спуска, масса теплозащитного покрытия и др. Поэтому для минимизации массы систем выбирают наиболее характерную составляющую этой массы и осуществляют ее минимизацию. Ряд исследований показывает, что такой характерной составляющей является масса систем мягкой посадки.

#### ПРОБЛЕМНЫЕ ВОПРОСЫ ФОРМИРОВАНИЯ СХЕМНО-ТЕХНИЧЕСКИХ РЕШЕНИЙ МАЛОГАБАРИТНЫХ СПУСКАЕМЫХ АППАРАТОВ

При выборе критерия оптимизации решаются две основные задачи:

1. Определение основной составляющей массы систем аппарата, минимизация которой обеспечивает максимум ПН

 $\max(m_{\text{пн}}(x_i, y_j))$  при  $\min(m_{\text{конст}}(x_i, y_j)).$ 

2. Оптимизация траектории спуска на участке основного аэродинамического торможения. Как показано в (Воронцов В.А., Пичхадзе К.М., 2012), на данном участке целесообразно использовать критерий, обеспечивающий минимум конечной скорости  $V_k^{\min}$  на заданной высоте  $h_k^{3ad}$ , и критерий максимума конечной высоты  $h_k^{\text{max}}$  при заданной конечной скорости *V*<sup>3ад</sup>. Если рассмотреть отношение кинетической и потенциальной энергии СА в процессе спуска, эти кри-

терии можно объединить в коэффициент  $K = \frac{V^2}{2gh}$ .

Таким образом, ставится и решается задача выполнения требования min(K).

# 4. Массовые молели СА

В общем случае масса МАКСА *т*<sub>макса</sub> складывается из массы МКА *m*<sub>мка</sub>, массы СА *m*<sub>са</sub>, массы системы разделения *т*рз

 $m_{\rm Makca} = m_{\rm Mka} + m_{\rm ca} + m_{\rm p3}$ .

В свою очередь, относительная конечная масса МАКСА равна сумме относительных масс всех подсистем

$$\mu_{\text{ca}_{\text{K}}} = \frac{m_{\text{ca}_{\text{K}}}}{m_{\text{ca}_{0}}} = \mu_{\text{firm}} + \mu_{\text{KOHCT}} + \mu_{\text{firm}} + \mu_{\text{firm}}^{*} + \mu_{\text{disky}} + \mu_{\text{csin}} + \mu_{\text{cbs}},$$

где  $\mu_{\text{пн}} = \frac{m_{\text{пн}}}{m_{\text{ca}_0}}$  – относительная масса полезной

нагрузки;

 $\mu_{\text{конст}} = \frac{m_{\text{конст}}}{m_{\text{са}_0}} - \text{относительная масса конструк ции СА;}$  $<math display="block">\mu_{\text{ту}}^* = \frac{m_{\text{ту}}^*}{m_{\text{са}_0}} - \text{относительная масса тормозного}$ 

устройства и системы посадки, где  $m_{_{\rm Ty}}^* = m_{_{\rm Ty}} - \Delta m_{_{\rm Ty}}$ , *m*<sub>ту</sub> – масса всех средств посадки и торможения,  $\Delta m_{\rm TV}$  – масса средств отделяемых на участке спуска;

$$\mu_{_{T3}} = \frac{m_{_{T3}}}{m_{_{ca_0}}}$$
 – относительная масса системы теплозащиты:

 $\mu_{\rm бку} = \frac{m_{\rm бку}}{m_{\rm ca_0}}$  – относительная масса системы

управления бортовыми системами;

 $\mu_{\rm сэп} = \frac{m_{\rm сэп}}{m_{\rm ca}}$  – относительная масса системы

энергопитания;

$$\mu_{\rm cB3} = \frac{m_{\rm cB3}}{m_{\rm ca_0}}$$
 – относительная масса системы

СВЯЗИ;

 $m_{\rm ca\ 0}$  – начальная масса СА.

Предварительную оценку массовых характеристик СА можно получить методом подобия, который является обобщением представлений о геометрическом подобии физических систем.

Два тела называются подобными, если существует такое преобразование подобия, при котором одно из них переходит в другое. В частности, геометрия, масса и объем связаны друг с другом соотношениями

$$D'_{ca} = K_{подб1} D_{ca}, V'_{ca} = K_{под62} V_{ca}, m'_{ca} = K_{под63} m_{ca},$$
  
где  $K_{под6}$  – коэффициент подобия

$$K_{\text{подб}} = \frac{m_{\text{пн}}}{m_{\text{ca}}}.$$

таблица 1 – Соотношение между массой СА с твердыми АЭ и массой полезной нагрузки СА (<600 кг)

показатель	масса СА, кг	масса ПН, кг	масса КА / масса ПН	распределение масс полезной нагрузки, %	коэффициент подобия ПН – К <sub>подб</sub>
медиана	329,00	27,50	0,8	8,0%	
среднее значение	309,98	39,99	0,129	12,9%	0,13
min	6,00	0,59	0,98	9,8%	
max	602,00	150,00	0,24	24,90%	

<b>таблица 2</b> – Соотношение между массой	і СА с НТУ	и массой полезной	і́ нагрузки СА
---------------------------------------------	------------	-------------------	----------------

показатель	масса СА, кг	масса ПН, кг	масса КА / масса ПН	распределение масс полезной нагрузки, %	коэффициент подобия ПН – К <sub>подб</sub>
медиана	125,00	25	0,2	20%	
среднее значение	144,6	58,26	0,40	40%	0,40
min	22,20	4,00	0,18	18%	
max	308,00	200,00	0,65	64,94%	

В таблицах 1 и 2 представлены соотношения между массой спускаемых космических аппаратов и массой их полезной нагрузки. Масса полезной нагрузки и научной аппаратуры составляет 8–40% от общей массы аппарата в зависимости от системы торможения и мягкой посадки. Для малых СА с твердыми аэродинамическими экранами (АЭ) масса полезной нагрузки составляет около 13% от общей массы КА; для СА с НТУ отношение массы полезной нагрузки к массе аппарата составляет 40% и может достигать 60%.

Объёмная эффективность  $V_{EF}$  характеризует отношение объёма аппарата к площади его поверхности. Так как сферическая форма является наиболее эффективной по отношению её объёма к площади поверхности сферы, то при сравнении одного аппарата с другим объёмная эффективность нормализуется в сфере. Следовательно, выражение для вычисления объёмной эффективности СА принимает вид (Johnson J.E., 2009)

$$V_{EF} = \frac{(36\pi)^{1/3} \upsilon_{ca}^{2/3}}{S_{ca}}$$

где  $v_{ca}$  – объем СА;

 $S_{ca}$  – площадь поверхности СА.

Это позволяет проводить сравнение различных форм СА. Например, в таблице 3 показан результат анализа объемно-массовых характеристик известных спускаемых аппаратов с разными проектными обликами.

КА	$S_{\rm ca}$ , м <sup>2</sup>	$v_{ca}$ , $M^3$	объёмная эффективность
MSL	41,48	19,21	0,83
Orion	56,97	33,22	0,88
Stardust	1,47	0,14	0,89
Hayabusa	0,33	0,014	0,85
Galileo	3,54	0,56	0,92
Apollo	42,71	22,62	0,73
Союз	13,3	5,48	0,92

таблица 3 – Объёмная эффективность СА

Таблица 3 показывает, что наилучшую объемную эффективность имеют КА «Galileo», «Союз», «Stardust» и «Orion».

#### заключение

Показано, что задача выбора технико-конструкционных параметров СА носит комплексный характер. При ее решении наряду с баллистическими вопросами следует рассматривать вопросы выбора схемы экспедиции, схемы ввода СА в действие, схемы спуска, способы торможения и др.

Исходя из анализа факторов и схемообразующих признаков, влияющих на принятие решения, для решения задачи выбора схемного решения ввода в действие СА в качестве функционала может быть использован тот или иной показатель, в зависимости от требований к экспедиции.

С помощью метода подобия проведен анализ объемно-массовых характеристик известных спускаемых аппаратов с разными проектными обликами и получены предварительные оценки по их массе и геометрии.

#### список литературы

*Афанасьев И.Б.* МКА-ФКИ: малые аппараты для больших задач // Новости космонавтики. 2011. Т. 21, № 06 (341). С. 50-53.

Воронцов В.А. Проектирование аэростатных зондов для исследования планет Солнечной системы: учеб. пособие / Под ред. К.М. Пичхадзе. М.: Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2009. 88 с.

Воронцов В.А. Проектирование средств десантирования и дрейфа в атмосферах планет и их спутников: учеб. пособие / Под ред. К.М. Пичхадзе. М.: Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2011. 70 с.

Воронцов В.А., Пичхадзе К.М. Методологические основы формирования схемных решений средств десантирования и дрейфа в атмосферах планет и их спутников // Проектирование автоматических космических аппаратов для фундаментальных научных исследований / Под ред. В.В. Ефанова, К.М. Пичхадзе: В 2-х т. Т. 1. М.: Изд-во МАИ, 2012. С. 9-54.

Демьяненко Д.Б., Дудырев А.С., Ефанов В.В. Принципы проектирования малых космических аппаратов // Космические исследования. 1994. Т. 32, № 5. С. 143-148.

Ефанов В.В., Мартынов М.Б., Пичхадзе К.М. Космические роботы на службе науки // Наука в России. 2012. № 1. С. 4-14.

*Овчинников М.Ю.* Малыши завоевывают мир // Компьютерра. 2007. № 15. С. 37-43.

Проект MetNet // Официальный сайт ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина». [Электронный ресурс]. URL: http://www.laspace.ru/rus/metnet.php (дата обращения: 05.11.2013).

Финченко В.С., Пичхадзе К.М. Основы проектирования надувных космических конструкций // Проектирование автоматических космических аппаратов для фундаментальных научных исследований / Под ред. В.В. Ефанова, К.М. Пичхадзе: В 2-х т. Т. 1. М.: Изд-во МАИ, 2012. С. 466-525.

*Johnson J.E.* Aerothermodynamic Optimization of Earth Entry Blunt Body Heat Shields for Lunar and Mars Return, UMI ProQuest, 2009.

*Linkin V., Vorontsov V.* Metnet – a new generation atmospheric observation network for mars. Towards Mars! Extra. Publisher. Copyright Oy Rand Publishing Ltd., Helsinki, 2006.

Статья поступила в редакцию 25.09.2014 г.

# ПРОБЛЕМЫ СОЗДАНИЯ ПЕРСПЕКТИВНЫХ СВЕРХТЯЖЕЛЫХ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ



**A.Ю. Данилюк<sup>1</sup>**, кандидат технических наук, daniluk@pochta.ru; **A.Yu. Daniluk** 



**B.Ю. Клюшников**<sup>1</sup>, доктор технических наук, wklj59@yandex.ru; **V.Yu. Klyushnikov** 

# PROBLEMS OF DESIGN & DEVELOPMENT OF PERSPECTIVE SUPER-HEAVY LAUNCH VEHICLES



**И.И. Кузнецов**<sup>1</sup>, кандидат технических наук, i\_kuz@inbox.ru; **I.I. Kuznetsov** 



A.C. Осадченко<sup>1</sup>, кандидат технических наук, ecologrcd@tsniimash.ru; A.S. Osadchenko

В статье дается анализ проблем создания перспективных сверхтяжелых ракет-носителей. Обосновываются энергомассовые характеристики и компоновочная схема ракет-носителей. Обсуждаются способы доставки крупногабаритных элементов ракет-носителей сверхтяжелого класса на космодром. Анализируются методы снижения финансовых и технических рисков создания и эксплуатации ракет-носителей сверхтяжелого класса. Поднимается проблема экологических последствий пусков ракет-носителей сверхтяжелого класса.

Ключевые слова: сверхтяжелая ракета-носитель; ракетный блок; масса полезного груза, выводимого на опорную орбиту.

Будущее космонавтики и российские, и зарубежные специалисты связывают с освоением астероидов, Луны, Марса и других планет Солнечной системы. Организация таких экспедиций невозможна без создания ракет-носителей (PH) сверхтяжелого класса (СТК), способных выводить на низкую околоземную орбиту полезный груз массой от 50 до 100 т. Однако при создании PH СТК разработчики сталкиваются с целым рядом проблемных вопросов, среди которых: The article analyzes the problems of development of perspective super-heavy launch vehicles. The power and mass characteristics and layout scheme of super-heavy LV are justified. The methods of delivery of large-sized elements of super-heavy LV to the launch site are overviewed. The policies for financial and technical risks mitigation during development and operating of super-heavy LV are investigated. The problem of environmental consequences of super-heavy LV launches is raised.

Key words: super-heavy launch vehicle; stage; payload mass injected into reference orbit.

- обоснование энергомассовых характеристик и компоновочной схемы;
- изготовление и доставка крупногабаритных элементов РН СТК на космодром;
- минимизация финансовых затрат на создание и эксплуатацию РН СТК;
- прогноз и минимизация нагрузки на окружающую среду при пусках РН СТК;
- минимизация технических рисков создания PH CTK. Рассмотрим подробнее перечисленные проблемы.

<sup>&</sup>lt;sup>1</sup> ФГУП «ЦНИИмаш», Россия, Московская область, г. Королев.

Federal Enterprise «TsNIImash», Russia, Moscow region, Korolev.

### 1. Обоснование энергомассовых характеристик и компоновочной схемы РН СТК

Основные энергетические, массовые и геометрические характеристики РН СТК определяются предельным (максимальным) потребным значением массы полезного груза, который РН СТК должна доставлять на заданную орбиту: на низкую околоземную, опорную или на отлетную траекторию.

По данным (Пилотируемая экспедиция на Марс, 2006; Луна – шаг к технологии..., 2011), суммарная стартовая масса экспедиционного комплекса на околоземной орбите составит:

для полетов на Луну – не менее 100 т;

- для полетов на Марс – не менее 500 т.

Масса полезного груза, выводимого на заданную орбиту, может быть обоснована прямой калькуляцией потребной массы конструкции космического объекта, бортовых агрегатов и систем с учетом его функционального назначения, численности экипажа, задач и длительности полета, а также с учетом возможной стыковки составных частей на орбите.

Минимально допустимое значение массы полезного груза определяется величиной массы наиболее тяжелого неделимого элемента полезного груза.

В соответствии с принятыми исходными данными РН СТК должны обеспечивать выведение на низкую околоземную орбиту высотой 200 км и наклонением i=51,6° полезных нагрузок массой (Данилюк А.Ю. и др., 2014):

- для полета к Луне (PH CTK 1-го этапа) не менее 80–90 т;
- для полета к Марсу (PH CTK 2-го этапа) не менее 160–190 т.

Основными задачами 1-го этапа являются выведение пилотируемого корабля для облета Луны и на орбиту искусственного спутника Луны, а также обеспечение экспедиций на поверхность Луны (по двухпусковой схеме со стыковкой пилотируемого корабля и лунного посадочно-взлётного корабля на орбите Луны).

Основными задачами 2-го этапа являются реализация экспедиций на поверхность Луны по однопусковой схеме и экспедиции к Марсу по многопусковой схеме.

Вопрос обеспечения заданных массово-энергетических характеристик тесно связан с компоновкой РН СТК, в частности с выбором количества ступеней (рисунок).

Характер зависимости относительной массы полезного груза от числа ступеней в районе ее экстремума позволяет, незначительно проиграв в массовой эффективности, выбирать схемные решения РН СТК с меньшим числом ступеней в интересах повышения их надежности и снижения стоимости пуска.



**рисунок.** Характер изменения массовой отдачи (**a**) и стоимости пуска (**б**) РН от количества ступеней (*Сердюк В.К.*, 2009)

Так, в двухступенчатом варианте РН СТК, по сравнению с трехступенчатым, существует возможность снизить стоимость пуска и/или повысить надежность вследствие упрощения конструктивнокомпоновочной схемы, уменьшения числа ракетных блоков и, соответственно, межблочных связей, двигателей и т.д. и, как следствие, снизить трудоемкость их изготовления и расходов на эксплуатацию.

Для осуществления вывода полезного груза на отлетные траектории предпочтительнее создание специализированных разгонных блоков, которые являются самостоятельными средствами выведения и входят в состав космической головной части PH CTK, не являясь при этом составной частью PH (ракетным блоком).

Сказанное выше верно и для РН СТК с параллельно работающими ракетными блоками (схема «пакет»): массовая эффективность диктует требование минимального их количества, т.е. 2-х. Однако ограничения по транспортировке могут привести к боль-

#### ПРОБЛЕМЫ СОЗДАНИЯ ПЕРСПЕКТИВНЫХ Сверхтяжелых ракет-носителей

шему их количеству. К большему количеству ракетных блоков первой ступени может привести также требование унификации ракетных блоков в рамках семейства PH различных классов (легкого, среднего, тяжелого, сверхтяжелого).

Для достижения максимальной массы полезного груза, выводимого РН СТК пакетной схемы на орбиту, целесообразно использовать дросселирование тяги двигательных установок ракетных блоков 1-й ступени.

Дросселирование тяги в этом случае позволяет выполнить ограничения по максимальному скоростному напору и достигнуть оптимальной выработки компонентов топлива.

## 2. Изготовление и доставка крупногабаритных элементов РН СТК на космодром

Основными факторами, усложняющими доставку на космодром элементов РН СТК железнодорожным и авиационным транспортом, являются большие размеры неразборных конструкций.

Максимальный объем топливного бака PH при минимальной массе достигается, как известно, для шара (как у PH CTK «H-1»). Исходя из этого PH тяжелого и сверхтяжелого класса должны иметь малое удлинение и большой диаметр баков. Однако увеличение диаметра баков повышает сложность изготовления и транспортировки ракетного блока. Поэтому обычно топливные баки в PH выполняют цилиндрическими, несмотря на то, что они примерно в 1,3 раза тяжелее шаровых. Кроме того, цилиндрические удлиненные баки совмещают с силовой конструкцией PH, делая их несущими.

Анализ железнодорожных габаритных ограничений показывает, что для ракетного блока диаметром 4,1 м длина не может превышать 24 м. Однако исследования, проведенные ГРЦ имени В.П. Макеева, выявили, что допустимо некоторое увеличение этой длины за счет применения дополнительных сужающихся хвостового и носового отсеков. Такое решение позволяет увеличить объемы топливных баков ракетных блоков более чем на 25...30% (*«Виктория-К»*..., 2009).

Использование авиационного транспорта позволяет доставлять на космодром элементы конструкции РН СТК гораздо большего диаметра. Так, при подготовке к пуску многоразовой космической системы «Буран» для доставки на космодром «Байконур» водородного бака РН «Энергия» длиной около 40 м и диаметром 7,78 м использовался тяжелый транспортный самолет ВМ-Т (3М-Т) «Атлант» (модификация стратегического бомбардировщика конструкции В.М. Мясищева ЗМ). Бак крепился к фюзеляжу самолета сверху. Размеры фюзеляжа при этом составляли 51×3,5 м.

В настоящее время для доставки крупногабаритных элементов РН СТК на космодром могут быть использованы тяжелые транспортные самолеты АН-124 «Руслан» (грузоподъемность – до 100 т) и АН-225 «Мрия» (грузоподъемность – до 275 т), созданные в конструкторском бюро им. О.К. Антонова.

В связи с задачей транспортировки крупногабаритных элементов РН СТК на космодром иногда упоминают аэростатические летательные аппараты (дирижабли). Действительно, перевозки крупногабаритных и тяжелых грузов при помощи дирижаблей очень дешевы: их стоимость сравнима со стоимостью перевозок на речных и морских баржах. В принципе достижимы более высокая надёжность и безопасность, чем у самолётов и вертолётов. Наконец, дирижаблю не требуется взлётно-посадочной полосы; – более того, он может вообще не приземляться, а просто «зависнуть» над землёй.

Однако существенно препятствуют решению рассматриваемой задачи зависимость от погодных условий и сложность приземления. Так, например, американские военные дирижабли 1950–1960-х гг. требовали усилий около полусотни человек для надёжной посадки и поэтому после появления надёжных вертолётов были сняты с вооружения (Дирижабль, 2011). Кроме того, для тяжелых дирижаблей требуются очень большие ангары для хранения и обслуживания.

Таким образом, пока недостатки дирижаблей как средств транспортировки крупногабаритных элементов РН СТК перевешивают их достоинства. Поэтому в обозримом будущем транспортирование элементов РН СТК на территории России будет, по-видимому, осуществляться железнодорожным или авиационным транспортом.

Перевозка ракетных блоков должна производиться с наддутыми до транспортировочного давления шарбаллонами, магистралями и баками.

При этом для защиты от влажностной коррозии при хранении и транспортировании в баках должна быть создана специальная защитная атмосфера при помощи инертного газа или осушенного воздуха.

Кардинальным решением проблем изготовления и доставки крупногабаритных элементов на космодром является строительство вблизи космодрома завода для изготовления и сборки ракет-носителей. При этом производство наиболее сложных систем и агрегатов (двигатели, приборы систем управления и др.), а также малогабаритных элементов целесообразно сохранить на базовых предприятиях.

### 3. Минимизация финансовых затрат на создание и эксплуатацию РН СТК

Коммерческий потенциал PH CTK отсутствует, поскольку экономическая целесообразность их создания и использования не очевидна или, по крайней мере, может рассматриваться лишь в отдаленном будущем. Минимизировать же финансовые затраты на создание и эксплуатацию PH CTK можно за счет унификации PH CTK и ее элементов с PH меньших размерностей, а также при использовании научнотехнических и технологических достижений, обеспечивших достижение поставленной цели в смежных отраслях экономики (Клюшников В.Ю. и др., 2013).

Так, например, по данным некоторых американских специалистов, затраты на программу «Saturn» – «Apollo» к 1990 году окупились примерно на 300% за счет внедрения в другие отрасли промышленности технологий, разработанных в ходе реализации программы (*Мишин В.П. и др.*, 1990).

В таблице 1 представлены технико-экономические показатели РН СТК, доведенных до готовности к летным испытаниям.

Стоимость разработки, изготовления и пуска РН СТК в несколько раз больше, чем аналогичные показатели для РН тяжелого и среднего классов, не говоря уже о легких РН. При этом стоимость разработки и создания РН СТК примерно на два порядка выше стоимостей изготовления и пуска.

Как правило, не менее 40% стоимости изготовления РН приходится на двигательную установку (Шнякин В. и др., 2012) и порядка 20% – на систему управления. Стоимость регулируемого (дросселируемого) жидкостного ракетного двигателя (ЖРД) может составить от 60 до 70% от стоимости ракетного блока (Использование модульного принципа..., 2013). Кроме того, с течением времени элементы РН дорожают. По данным Центра Келдыша, каждые пять лет усреднённая по совокупности изготавливаемых ЖРД для РН и РБ стоимость изготовления двигателей удваивается. Таким образом, уменьшение стоимости двигателей является важным направлением снижения стоимостных показателей РН СТК.

Кроме того, стоимостные показатели любой техники зависят от объемов производства. Рассчитывать на массовый выпуск РН СТК не приходится. Поэтому основным направлением снижения стоимости РН СТК является унификация систем, агрегатов, самих ракетных блоков, а также систем и сооружений стартового и технического комплексов.

Тенденции к унификации прослеживаются при создании практически всех РН СТК, доведенных до этапа летных испытаний. Так, например, предполагалось, что на основе советской РН СТК «Н-1» будет разработан ряд РН, включая форсированную версию «Н-1Ф», модификацию «Н-1М» на кислородноводородных двигателях, рассчитанную на выведение полезного груза массой до 155–175 т, а также РН меньшей размерности, вплоть до легкого класса (*Так* это было..., 2000).

Представляет интерес такой факт: В.П. Глушко, сразу после назначения в 1974 году Генеральным конструктором НПО «Энергия», отказавшись от РН СТК «Н-1», предложил унифицированный ряд РН пакетной схемы с грузоподъемностью от 30 до 250 тонн -РЛА (ракетные летательные аппараты) (Информация по семейству РЛА, 2014). Все РН ряда РЛА имели одинаковую компоновку: вокруг центрального кислородно-водородного блока второй ступени диаметром 9 м крепились боковые блоки первой ступени диаметром 6 м, работающие на кислороде и керосине. Масса выводимого полезного груза зависела от количества боковых блоков. Самая тяжелая РН из этого ряда, РЛА-150, должна была выводить на орбиту полезный груз массой 250 тонн. На реализацию всей программы требовалось 12 млрд. руб.

В период создания РН СТК «Энергия» также прорабатывался ряд РН с двумя («Энергия-М»), с ше-

**таблица 1** – Технико-экономические показатели РН СТК (*Мишин В.П. и др.*, 1990; *Космические грузовики...*, 2014; *Space Transportation Costs...*, 2002)

	гол начала	гол начала	стоимость			
ракета-носитель	создания	эксплуатации	изготовления	пуска	разработки	год оценки
«Сатурн-V»	1962	1970	175 млн. долл.	200 млн. долл.	27000 млн. долл.	1985
«H-1»	1964	1969	12 млн. руб.	10 млн. руб.	4000 млн. руб.	1969
«Энергия»	1976	1987	180 млн. руб.	210 млн. руб.	25000 млн. руб.	1989
«Space Shuttle»	1970	1980	435 млн. долл.	500 млн. долл.	25000 млн. долл. + 6600 млн. долл. ежегодно	1985 2000

#### ПРОБЛЕМЫ СОЗДАНИЯ ПЕРСПЕКТИВНЫХ Сверхтяжелых ракет-носителей

стью и с восемью («Вулкан») боковыми блоками, а на основе отдельно взятого бокового блока была создана РН среднего класса «Зенит». Причем уровень унификации конструкции модульной части РН «Зенит» и «Энергия» составлял 70–75% (Губанов Б.И., 2000).

По данным (Использование модульного принципа..., 2013), снижение стоимости РН за счет унификации ракетных блоков может достичь 15-20%. Необходимо учитывать, что с конца 80-х годов ракетные двигатели выступают на рынке космических технологий в качестве самостоятельного товара. Отработка нового двигателя с учетом стендового и лабораторного оснащения стоит очень дорого. Поэтому при создании новых РН, как правило, используют готовые двигатели, прошедшие полный цикл отработки (Шнякин В. и др., 2012). Помимо уменьшения общей стоимости РН (по сравнению с вариантом параллельного создания двигателя для конкретного носителя), такая унификация позволяет еще и повысить надежность РН за счет увеличения общего объема отработки и уровня отработанности технологии производства.

Снижение стоимости двигателей РН СТК может быть достигнуто за счет снижения напряженности характеристик ЖРД (температуры и давления в камере сгорания).

Как известно, ЖРД открытого цикла по сравнению с ЖРД закрытого цикла имеет менее напряженные характеристики и пониженный износ турбины, более высокую надежность и меньшую стоимость (*Сердюк В.К.*, 2009). Кроме того, в случае аварии процессы в ЖРД открытого цикла развиваются медленнее и, как правило, системе аварийной защиты двигателя хватает времени отключить его, избежав тем самым взрыва и пожара. Преимуществами ЖРД закрытого цикла являются более высокие показатели тяги и удельного импульса тяги.

## 4. Прогноз и минимизация нагрузки на окружающую среду при пусках РН СТК

Пуски РН СТК по сравнению с пусками РН меньшей размерности будут более интенсивно воздействовать на окружающую среду. Кроме того, возможно появление качественно новых воздействий.

Среди видов воздействия PH СТК на окружающую среду наиболее важными являются (таблица 2): токсичность компонентов топлива; площадь отводимых районов падения (РП) отделяющихся частей (ОЧ) PH; влияние пуска на засорение околоземного космического пространства (операционные фрагменты PH, остающиеся на орбите, длительность баллистического существования последних ступеней PH и отработавших разгонных блоков).

таблица 2	– Нагрузка 1	РН СТК на	окружающую	среду
-----------	--------------	-----------	------------	-------

ракета- носитель (раз- гонный блок)	компоненты топлива	площадь сухопут- ных РП ОЧ, км <sup>2</sup>
«Saturn-V»	керосин RP-1, О <sub>2</sub> , H <sub>2</sub>	-
«H-1»	керосин РГ-1, O <sub>2</sub>	~20000
«Энергия»	керосин РГ-1, О <sub>2</sub> , Н <sub>2</sub>	~55000
	O <sub>2</sub> , H <sub>2</sub>	
«Space Shuttle»	смесевое твердое	-
	топливо	

Как видно из таблицы 2, в качестве горючего в РН СТК используется жидкий водород или углеводородное топливо на основе керосина, в качестве окислителя – жидкий кислород. Также на стартовых ускорителях РН «Space Shuttle» используется твердое топливо. За исключением углеводородного горючего, все компоненты топлива РН СТК не токсичны. Углеводородное топливо на основе керосина относится к веществам 4-го класса опасности (малоопасное) (ГОСТ 12.1.007-76. Вредные вещества, 1977).

Из продуктов сгорания ракетных топлив наиболее токсичными являются соединения хлора, выбрасываемые при работе твердотопливных ускорителей многоразового транспортного космического корабля (МТКК) «Space Shuttle» и РН СТК на основе твердотопливных ускорителей. Помимо токсичности, соединения хлора обладают озоноразрушающей активностью и способны приводить к образованию кислотных осадков.

При работе жидкостных двигателей наиболее опасными являются окислы азота, однако их доля в общей массе продуктов сгорания небольшая (<1%).

Из-за большой размерности РН СТК площадь РП отделяющихся частей (ракетных блоков, головного обтекателя) примерно в 3–4 раза превышает площадь РП ОЧ РН меньшей размерности. Если для американских РН СТК этот фактор не существенен (ступени падают в океан), то для России с ее континентальными космодромами остро стоит вопрос уменьшения площади РП ОЧ РН.

Исходя из современных представлений о планетарных физических процессах, в частности о процессах в верхней атмосфере, и об ионосферно-литосферных связях, на содержательно-логическом уровне сформулирована гипотеза о возможном инициировании триггерных эффектов в геосредах (геосферах) в результате пусков ракет-носителей сверхтяжелого класса (Клюшников В.Ю., 2012; Клюшников В.Ю., 2013; Котомин А.А. и др., 2001).

Основные положения гипотезы базируются на представлениях о геосредах как о нелинейных синергетических системах, представляющих собой к тому же неравновесные структуры. Физические явления и динамику геосред определяют сложные электромагнитные, гидромеханические, акустические и другие волновые процессы, изучение которых продолжается.

В процессе работы ракетных двигателей в атмосферу выбрасывается значительная масса продуктов сгорания ракетного топлива, в основном газообразных. Экспериментальные исследования показали, что по траектории полета РН образуются различного рода волновые возмущения, в частности магнитогидродинамические, акустико-гравитационные и внутренние гравитационные волны.

При определенных условиях, способствующих развитию катастрофических явлений в результате мощных атмосферных выбросов и волновых воздействий, с некоторой вероятностью, возможно, могут иметь место триггерные эффекты, приводящие в конечном счете к инициированию циклонических процессов в атмосфере и к повышению сейсмической активности.

РН сверхтяжелого класса являются новым, уникальным объектом, воздействующим на все геосферы. В целях исключения экстремальных экологических последствий пусков такие ракеты необходимо проектировать исходя из минимально достижимого воздействия на окружающую среду.

# 5. Минимизация технических рисков создания РН СТК

Технические риски создания РН СТК определяются уровнем и непрерывностью финансирования, качеством предпроектных исследований и принятых проектно-конструкторских решений, технологическим уровнем производственной базы, объемом и качеством наземной экспериментальной отработки и рядом других факторов.

Индикатором уровня технического риска создания РН СТК является надежность РН, достигнутая к началу летных испытаний.

Как известно (*Так это было...*, 2000), большая часть аварий при пусках PH связана с простыми конструкторскими, технологическими и эксплуатационными ошибками (несоответствием полярности, ошибки в схемах, засорение магистралей, неправильное соединение элементов и т.п.). Вторую часть причин аварий составляет незнание условий работы объекта, величин нагрузок на него и особенностей взаимодействия систем и агрегатов в процессе их функционирования. Полученные в 1970-х годах статистические кривые роста надежности каждой ступени PH при первом пуске лежали в широких пределах: от 0,2 до 0,8 (*Так это было...*, 2000). Эти цифры коррелировали с новизной и сложностью конструкции PH, наличием прототипов и аналогов, а также с уровнем наземной экспериментальной отработки.

По неофициальным оценкам Ю.А. Мозжорина (*Так это было...*, 2000), вероятность решения целевой задачи в первом пуске PH «H-1» не превышала 0,01–0,16. При создании же PH СТК «Энергия» была запланирована и выполнена весьма обширная программа экспериментальной отработки и испытаний, в результате чего перед первым пуском надежность PH оценивалась величиной порядка 0,95 (*Выступление главного конструктора...*, 1997).

Специально для наземной экспериментальной отработки РН СТК «Энергия» был построен унифицированный комплекс «Стенд-старт».

Кроме предполетных огневых технологических испытаний каждого блока первой ступени (блоки «А») и центрального блока (блок «Ц») в штатной комплектации, предусматривались предполетные испытания РН в целом с запуском по полетной циклограмме всех восьми двигателей пакета. Причем после проведения этих испытаний блоки не должны были подвергаться переборке, разборке, доработке и переоснащению (Губанов Б.И., 2000).

Важным решением было введение «холодных» технологических испытаний пневмогидравлической системы блоков «А» и «Ц». Суть «холодных» технологических испытаний сводилась к воспроизведению полета PH без запуска двигателей, но со срабатыванием всех элементов, кроме пиротехнических, в циклограмме полета. Расход топлива имитировался газом.

По оценкам Б.И. Губанова (Губанов Б.И., 2000), доля дефектов, выявляемых при контрольно-технологических испытаниях ракетных двигателей РН СТК «Энергия», составляла 53%; при «холодных» технологических испытаниях пневмогидравлической системы, автономных и комплексных испытаниях и предполетном контроле – 47% (данные получены на основе статистической выборки по 3722 пускам ракет-носителей и баллистических ракет, при этом суммарное количество ракетных блоков в этих пусках составляло 13626).

В США экспериментальной отработке РН СТК «Saturn-V»и МТКК «Space Shuttle» с самого начала уделялось очень большое внимание. Так, вплоть до аварии корабля «Челленджер» в 25-м полете МТКК «Space Shuttle» вероятность катастрофы американскими экспертами оценивалась как 1:100000 (одна на сто тысяч полетов), т.е. практически отсутствовала (*Караш Ю.*, 2011). Впоследствии, после гибели орбитальных кораблей «Челленджер» и «Колумбия», эта цифра корректировалась в сторону снижения. По причине чрезвычайно высокой сложности и техни-

#### ПРОБЛЕМЫ СОЗДАНИЯ ПЕРСПЕКТИВНЫХ Сверхтяжелых ракет-носителей

ческих решений, обеспечивающих многоразовость, задача обеспечения надежности МТКК оказалась сложной. Более того, можно утверждать, что в полной мере обеспечить надежность и безопасность экипажа МТКК «Space Shuttle» при принятой компоновке невозможно.

Что касается PH CTK «Saturn-V», созданной в США, то следует признать, что она обладала достаточно высоким уровнем надежности, в том числе и благодаря большому объему экспериментальной отработки.

По данным (Афанасьев В.А. и др., 1994), в результате наземной экспериментальной отработки космического корабля «Аполлон» (по терминологии НАСА – квалификационные испытания) было выявлено 67,5% всех конструктивных недостатков и 45,3% производственных дефектов; 30% конструктивных недостатков и 53,7% производственных дефектов выявили в процессе производственных дефектов выявили в процессе производственного контроля (контрольно-технологические, приемочные, испытания) и только 2,5% конструктивных недостатков и 1% производственных дефектов выявили предстартовые проверки и летные испытания.

Помимо сказанного выше, можно утверждать, что в ряде случаев на надежность, а значит, и на технические риски создания и эксплуатации РН СТК влияет компоновка РН.

Проблематичным, в частности, является вопрос о количестве и надежности ракетных двигателей, особенно на первой ступени РН СТК.

По предварительным оценкам, доведение надежности ЖРД до уровня 0,999 и выше не целесообразно. Такой вывод обосновывается тем, что при доведении надёжности одиночного ЖРД от 0,995 до 0,999 количество испытаний возрастет в пять раз, а стоимость всей разработки – более чем в три раза. При дальнейшем увеличении требований по надёжности время отработки, количество испытаний и стоимость всей разработки будут возрастать еще больше.

Технические риски создания РН СТК можно снизить за счет горячего резервирования ЖРД. Для этого необходимо, чтобы двигательная установка ступени (ракетного блока) состояла из нескольких ЖРД с глубоким регулированием тяги и высоким коэффициентом охвата аварийных ситуаций системы аварийной защиты (САЗ) при отказе одиночного ЖРД.

Глубокое регулирование тяги дает возможность компенсации отказа (аварийного выключения) одного и более ЖРД форсированием работоспособных ЖРД, желательно с номинальной выработкой КРТ из баков.

Повышение значения коэффициента охвата аварийных ситуаций при отказе одиночного ЖРД мо-

жет быть достигнуто за счет замедления развития или нейтрализации последствий аварийной ситуации в хвостовом отсеке ракетного блока. Для этого могут быть использованы пожаровзрывозащитные панели и локальные системы пожаротушения. Перечисленные мероприятия были реализованы в PH «Falcon 9» (компания SpaceX, США) и подтвердили свою эффективность при запуске автоматического транспортного грузового корабля «Dragon» 8 октября 2012 г. Из-за отказа один из девяти ЖРД ракеты был автоматически отключен. Однако это не привело к аварии. На борту PH была пересчитана программа выведения и циклограмма работы исправных двигателей, и космический корабль «Dragon» был успешно выведен на орбиту (*SpaceX CRS-1*..., 2012).

Современные методы проектного управления позволяют более качественно решать задачу минимизации технических рисков создания РН СТК (*Афанасьев В.А. и др.*, 1994). Стандарты проектного управления включает в себя правила и процедуры планирования управления рисками, их идентификации и анализа, реагирования на риски, мониторинга рисков (*Лохнин А.*, 2012).

# 6. Некоторые выводы... Что дальше?

Таким образом, проведенный анализ позволяет сформулировать следующие выводы и предложения по реализации отечественного проекта создания РН СТК:

1. Грузоподъёмность РН СТК на низкую околоземную орбиту в единичном пуске, исходя из характеристик решаемых задач и калькуляционных расчетов масс составных частей полезного груза, рекомендуется принять равной:

- для полета к Луне – не менее 80–90 т;

- для полета к Марсу – не менее 160–190 т.

Для получения высокого весового совершенства РН СТК должна иметь малое удлинение, большой диаметр баков и последовательное расположение ступеней. В интересах повышения надежности и снижения стоимости изготовления и пуска количество ступеней РН СТК должно быть равно двум (без учета разгонного блока).

Однако ограничения по транспортировке, а также требования унификации могут привести к увеличению количества ракетных блоков (больше чем два) и к необходимости их сборки в пакетную схему.

Окончательный облик РН СТК следует определять по результатам решения оптимизационной задачи, минимизирующей общие затраты на ее создание, изготовление и эксплуатацию с учетом всех подготовительных логистических операций, распределения затрат в ряде РН (если ряд РН создается в результате создания РН СТК) и получения прибыли от трансферта технологий, полученных при создании РН СТК.

2. Кардинальным решением проблем изготовления и доставки РН СТК на космодром является строительство вблизи него сборочного ракетного завода.

3. Технические риски создания РН СТК определяются уровнем и непрерывностью финансирования создания РН, качеством предпроектных исследований и принятых проектно-конструкторских решений, технологическим уровнем производственной базы, объемом и качеством наземной экспериментальной отработки, а также рядом других факторов.

Надежность РН СТК, достигнутая к началу летных испытаний, являющаяся индикатором уровня технического риска создания РН, не должна быть ниже 0,90–0,95. Для достижения этого показателя необходим достаточно большой объем наземной экспериментальной отработки РН СТК и ее элементов: от «холодных» технологических испытаний пневмогидравлической системы ракетных блоков до огневых технологических испытаний отдельных блоков и РН в целом. Объем отработки должен оптимизироваться исходя из финансовых ограничений и степени неопределенности знаний о физических процессах, протекающих в системах и агрегатах РН в полете.

Технические риски создания РН СТК можно снизить также за счет горячего резервирования ЖРД. Для этого необходимо, чтобы двигательная установка ступени (ракетного блока) состояла из нескольких ЖРД с глубоким регулированием тяги и высоким коэффициентом охвата аварийных ситуаций САЗ при отказе одиночного ЖРД. Глубокое регулирование тяги дает возможность компенсации отказа (аварийного выключения) одного и более ЖРД форсированием работоспособных ЖРД при номинальной выработке КРТ из баков.

Повышение значения коэффициента охвата аварийных ситуаций при отказе одиночного ЖРД может быть обеспечено за счет замедления развития или нейтрализации последствий аварийной ситуации в хвостовом отсеке ракетного блока. Для этого могут быть использованы пожаровзрывозащитные панели и локальные системы пожаротушения.

Основой для снижения технических рисков создания РН СТК являются современные методы проектного управления.

4. Коммерческий потенциал PH CTK отсутствует, поскольку экономическая целесообразность их создания и использования не очевидна или, по крайней мере, может рассматриваться лишь в отдаленном будущем. Общее количество пусков PH CTK до 2040 года не превысит 20–25.

5. Минимизация финансовых затрат на создание и эксплуатацию PH CTK может быть обеспечена за счет использования научно-технического задела, накопленного в период создания PH CTK «Энергия», унификации перспективной PH CTK и ее элементов с PH меньших (больших) размерностей, а также при условии широкого использования научно-технических и технологических достижений, обеспечивших создание PH CTK, в смежных отраслях экономики и в повседневной жизни.

В научно-техническом заделе по РН СТК «Энергия», который может быть использован при создании перспективной РН СТК, следует отметить надежные керосиновые ЖРД РД-170, водородные ЖРД РД-0120, топливные баки большого диаметра, технологию работ с жидким водородом, методические основы и технологию наземной экспериментальной отработки отдельных ракетных блоков и РН СТК в целом, технологию создания и тестирования больших программных систем.

Создание новых ЖРД для РН СТК имеет смысл лишь в том случае, если это позволит обеспечить явный выигрыш по стоимости, удельным энергетическим характеристикам или надежности.

Унификация при создании РН СТК может рассматриваться как на уровне ракетных блоков, так и на уровне отдельных элементов РН (двигателей, системы управления, механических и электрических интерфейсов с наземным проверочным и стартовым оборудованием). Было бы целесообразно проработать вопрос создания полностью унифицированного стартового комплекса, который можно использовать для пуска РН различных размерностей – от легкого класса до сверхтяжелого. Однако эта задача выходит за рамки данной статьи.

Вопросами трансферта технологий, разработанных при создании РН СТК, в смежные отрасли экономики и в бытовые области применения необходимо заниматься параллельно с проектированием, отработкой и испытаниями РН. Возможно, следует ввести требования разработки предложений по трансферту технологий в конструкторскую документацию, создать специальные структуры, которые бы занимались данным вопросом.

6. Пуски РН СТК, по сравнению с пусками РН меньшей размерности, будут более интенсивно воздействовать на окружающую среду. Кроме того, возможно, появятся качественно новые виды воздействия, связанные с возникновением триггерных эффектов в геосферах (гипотеза). Особого внимания требует вопрос уменьшения площадей РП ОЧ РН СТК при пусках с нового российского космодрома «Восточный».

#### ПРОБЛЕМЫ СОЗДАНИЯ ПЕРСПЕКТИВНЫХ Сверхтяжелых ракет-носителей

#### список литературы

Афанасьев В.А. и др. Экспериментальная отработка космических летательных аппаратов / Под ред. Н.В. Холодкова. М.: Изд-во МАИ, 1994. 412 с.

*«Виктория-К» третье пришествие сверхтяже-лых?* Quarter 2009 Launch Report. Federal Aviation Administration (2009). URL: http://wap.marsian.borda. ru/?1-5-30-00000005-000-0-0-1171905207 (дата обращения: 23.02.2014).

ГОСТ 12.1.007-76. Вредные вещества. Классификация и общие требования безопасности. Введ. 01.01.1977. М.: Стандартинформ, 2007. 5 с. (Система стандартов безопасности труда).

*Губанов Б.И.* Триумф и трагедия «Энергии». Размышления главного конструктора. Том 4. Полет в небытие. Нижний Новгород: Изд-во НИЭР, 2000. 264 с.

Данилюк А.Ю., Клюшников В.Ю., Кузнецов И.И., Осадченко А.С. Создание сверхтяжелых ракетносителей для исследования Луны и Марса: прошлое, настоящее, будущее // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2014. № 2. С. 128-136.

*Дирижабль – Преимущества и недостатки*. 22 января 2011. URL: http://www.vonovke.ru/s/dirijabl\_-\_ preimuschestva\_i\_nedostatki (дата обращения: 23.02.2014).

*Информация по семейству РЛА*. URL: http://novosti-kosmonavtiki.ru/forum/forum13/ topic3349/?PAGEN\_1=2 (дата обращения: 12.03.2014).

Использование модульного принципа построения при разработке перспективных ракет-носителей. Часть II. 27.11.2013. URL: http://unnatural.ru/r-evo-ch (дата обращения: 11.09.2014).

*Караш Ю*. Что безопаснее: «Союз» или «Шаттл»? 12.08.2011. URL: http://www.kprf.org/showthread. php?t=11457 (дата обращения: 15.03.2014).

Клюшников В.Ю. Анализ воздействия пусков перспективных ракет-носителей сверхтяжелого класса на окружающую среду // Седьмой Международный аэрокосмический конгресс. М.: Изд-ль А.И. Хоружевский, 2012. С. 357-358.

Клюшников В.Ю. Анализ возможных механизмов триггерных эффектов в геосферах при пусках перспективных ракет-носителей сверхтяжёлого класса // Актуальные проблемы российской космонавтики. Материалы XXXVII академических чтений по космонавтике, посвящённых памяти академика С.П. Королёва / Под общ. ред. А.К. Медведевой. М.: комиссия РАН, 29 января – 1 февраля 2013 г. С. 273-274.

Клюшников В.Ю., Кузнецов И.И., Осадченко А.С. Методические аспекты разработки стратегии развития системы средств выведения космических аппаратов на орбиту // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2013. № 4. С. 47-52.

Космические грузовики, 10 тяжелейших ракетносителей. URL: http://nnm.ru/blogs/praporweg/ kosmicheskie\_gruzoviki\_10\_tyazheleyshih\_raketnositeley/ (дата обращения: 23.03.2014).

Котомин А.А., Ефанов В.В., Душенок С.А., Тимофеев В.К. Проблема снижения динамического воздействия на космические аппараты при срабатывании взрывных систем разделения // Фундаментальные и прикладные проблемы космонавтики. 2001. № 4. С. 34-40.

*Лохнин А.* Управление рисками проекта согласно РМВоК. 17.03.2012. URL: http://lohnin.ru/project-risk-management (дата обращения: 12.03.2014).

*Луна – шаг к технологии освоения Солнечной системы /* Под. ред. В.П. Легостаева, В.А. Лапоты. М.: РКК «Энергия», 2011. 584 с.

*Мишин В.П., Салахутдинов Г.М.* Человеческая ориентация развития космонавтики // Наш современник. 1990. № 3. С. 56-59.

Пилотируемая экспедиция на Марс / Под ред. А.С. Коротеева. М.: Российская академия космонавтики им. К.Э. Циолковского, 2006. 320 с.

Выступление главного конструктора ракетыносителя «Энергия» Б.И. Губанова на заседании Научно-технического совета НИИХИММАШ, посвященном 10-летию со дня первого запуска ракеты «Энергия». Сергиев-Посад. 15.05.1997. Фонозапись на магнитной ленте. РГАНТД. Арх. 1260-01. URL: http://rgantd.ru/nauchnye-trudy-i-publikatsii/raketaenergiya.shtml (дата обращения: 15.03.2014).

Сердюк В.К. Проектирование средств выведения космических аппаратов: учеб. пособие для вузов / Под ред. А.А. Медведева. М.: Машиностроение, 2009. 504 с.

*Так это было*...: мемуары Ю.А. Мозжорина. Мозжорин в воспоминаниях современников. М.: ЗАО «Международная программа образования», 2000. 568 с.

Шнякин В., Переверзев В., Конох В. Украинский двигатель Европейской РН «Вега» // Наука и техника. 2012. № 6 (73). С. 23-26.

Space Transportation Costs: Trends in Price Per Pound to Orbit 1990-2000. FutronCorporation, 2002. 8 p. URL: http://www.futron.com/upload/wysiwyg/ Resources/Whitepapers/Space\_Transportation\_Costs\_ Trends\_0902.pdf (дата обращения: 11.09.2014).

*SpaceX CRS-1*: Post conference press conference. October 8 2012. URL: https://www.newspacewatch.com/ articles/spacex-crs-1-post-conference-press-conference. html (дата обращения: 15.03.2014).

Статья поступила в редакцию 09.09.2014 г.

# СОЗДАНИЕ ВЫСОКОЭФФЕКТИВНОГО МЕТАЛЛОКОМПОЗИТНОГО БАЛЛОНА ВЫСОКОГО ДАВЛЕНИЯ

**В.А. Асюшкин**<sup>1</sup>, кандидат технических наук, asyshkin@laspace.ru; **V.A. Asyushkin**  **В.П.** Викуленков<sup>1</sup>,

doцeнт, кандидат технических наук, vikulenkov@laspace.ru; V.P. Vikulenkov

**С.В. Лукъянец**<sup>2</sup>, кандидат технических наук, lukyanets@armotech.ru; **S.V. Lukyanets** 

Статья содержит результаты разработки металлокомпозитного баллона высокого давления объёмом 25 дм<sup>3</sup>. Получено двукратное снижение массы баллона по сравнению с массой титанового баллона- аналога. Высокие характеристики обеспечены за счет применения высокопрочного и высокомодульного углеродного волокна и оптимальной схемы намотки.

#### Ключевые слова:

металлокомпозитный баллон; снижение массы; прочность; технологичность; надежность.

#### введение

Настоящая статья содержит результаты разработки металлокомпозитного баллона (МКБ) высокого давления объемом 25 дм<sup>3</sup> для хранения гелия, в составе разгонных блоков (РБ) и космических аппаратов (КА) различного назначения.

Целью разработки ставилось существенное, приблизительно в два раза, снижение массы баллона, по сравнению с применяемыми в НПО им. С.А. Лавочкина титановыми баллонами, изготавливаемыми заводом ЮжМаш (Украина) и имеющими массу 11,2 кг. Не менее важным является также значительное уменьшение стоимости разработанных штатных баллонов.

Баллон будет применяться в составе пневмогидравлической системы межорбитального космического буксира «Фрегат» (МКБФ), а также космических аппаратов разработки НПО им. С.А. Лавочкина (Асюшкин В.А., Ишин С.В., Викуленков В.П., 2013; Khartov V.V., Dolgopolov V.P., Efanov V.V., Zaytseva O.N. et al., 2011; Полищук Г.М., Пичхадзе К.М., Ефанов В.В., Мартынов М.Б., 2009). По своим техническим характеристикам баллон не имеет аналогов в отече-

# DEVELOPMENT OF HIGHEFFECTIVE METAL-BASE COMPOSITE HIGH-PRESSURE VESSEL

#### К.Н. Лебедев<sup>2</sup>,

профессор, доктор технических наук, lebedevkn@yandex.ru; **K.N. Lebedev** 

**H.Г. Мороз**<sup>2</sup>, доцент, кандидат технических наук, moroz@armotech.ru; **N.G. Moroz** 

Article contains results of Development of Higheffective Metal-base Composite High-pressure Vessel in volume 25  $\partial M^3$ . Double decrease in weight of a vessel in comparison with weight of a titanic analogue is received. High characteristics are provided at the expense of application of high-strength and high-modulus a carbon fibre and the optimum overwrap scheme.

#### Key words:

*metal-base composite vessel; weight decrease; durability; manufacturability; reliability.* 

ственной космической отрасли, поэтому возможно его применение на изделиях других предприятийразработчиков космической техники.

Разработку технической документации и изготовление баллонов выполняет предприятие ЗАО «Са-фит», г. Хотьково.

НПО им. С.А. Лавочкина участвовало в исследовательских работах и в экспериментальных работах, проводимых на производственной и экспериментальной базе НПО.

Баллон разработан в соответствии с техническими требованиями, которые близки к требованиям для титанового баллона. Это было необходимо для обеспечения преемственности компоновочных схем РБ и КА, их пневматических систем, двигательной установки (ДУ), а также существующих агрегатов наземных пневмосистем. Что, в свою очередь, позволило не проводить дополнительные механические испытания блока баков ДУ МКБФ.

Объём 25 дм<sup>3</sup> и рабочее давление 34,0 МПа являются оптимальными для обеспечения гелием пневмосистемы двигательной установки МКБФ. Масса 6,0 кг

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

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

<sup>&</sup>lt;sup>2</sup> ЗАО «Сафит», Россия, Московская область, г. Хотьково. CJSC «Safit», Russia, Moscow region, Khotkovo.

#### СОЗДАНИЕ ВЫСОКОЭФФЕКТИВНОГО МЕТАЛЛОКОМПОЗИТНОГО БАЛЛОНА ВЫСОКОГО ДАВЛЕНИЯ

соответствует массе 5,3 кг с учетом энергетического критерия P·V (P=32,0 МПа, V=23,6 дм<sup>3</sup>), полученно-го для титанового баллона. Снижение массы одного баллона составляет 5,9 кг.

Внешняя форма, близкая к сферической, с габаритным размером, соответствующим титановому баллону, обеспечивает сохранение компоновочной схемы РБ и КА, а также способ сопряжения с помощью чашек-ложементов и стяжных лент.

Следует отметить, что внешняя сферическая форма для баллонов. полученных намоткой волокон, не является оптимальной по массе. Требуется комплексная оптимизация формы лейнера и схемы намотки композиционного материала.

Степень негерметичности при проверке гелием 10<sup>-3</sup> лмкмрт. ст/сек (7,3·10<sup>-7</sup>Вт) принята по аналогии с титановыми баллонами.

Приведенные высокие требования к баллону, а также отсутствие прямых аналогов среди отечественных разработок потребовали большого объема теоретических и экспериментальных исследований по выбору формы и материала лейнера, материала силовой оболочки, оптимальной схемы армирования, а также технологии и оборудования для изготовления лейнера и намотки композиционного материала (KM).

Известен ряд зарубежных вариантов изготовления баллонов сферической формы с использованием КМ. Так, например, ряд исследований был проведен фирмой ASTRIUM, а также KSC ENGINEERING (NASA) по созданию конструкций баллонов для новых КА (David M., Roy P.E., 2008).

# 1. Особенности конструкции

В состав баллона (рисунок 1) входят:

- силовая оболочка типа «кокон», выполненная методом мокрой намотки композиционного материала спиральными витками с образованием трёхзонной конструкции переменной толщины;
- герметизирующая оболочка (лейнер);
- передний и задний металлические фланцы.

Силовая оболочка служит для восприятия внутреннего давления в баллоне, имеет два днища и цилиндрическую часть длиной 20 мм.

Внутренний диаметр силовой оболочки на цилиндрической части равен 361 мм, наружный диаметр ≤378 мм. Цилиндрическая часть выполнена в виде слоев, состоящих из спиральных и кольцевых витков КМ, днище оболочки образовано слоями из спиральных витков. В переднем днище по оси цилиндра имеется полюсное отверстие для специального фланца, сваренного с обечайкой лейнера. Фланец имеет штуцер для соединения баллона с трубопроводом арматуры ДУ. Задний фланец является технологическим, он приклеен к лейнеру и вмотан в силовую оболочку.

Материал силовой оболочки – углепластик на основе угольного волокна T800S и эпоксидного связующего.

Лейнер выполнен из нержавеющей стали X18H10T методом штамповки двух половин с последующей стыковой сваркой. Толщина исходного материала 0,5 мм.



рисунок 1. Конструкция баллона

# 2. Выбор материала баллона

### 2.1. Выбор материала лейнера

Опыт эксплуатации баллонов из КМ, в том числе и испытания баллона, рассматриваемого здесь показывает, что большинство его отказов связано с образованием в материале лейнера (независимо от типа материала) трещин, возникающих при циклическом нагружении баллона внутренним давлением, что является определяющим фактором, снижающим его работоспособность и живучесть.

При этом природа и причина зарождения и развитие трещин в металлических лейнерах различны.

При выборе материала лейнера необходимо учитывать требования прочности, деформативности, газопроницаемости, технологичности при его изготовлении и штамповке, а также условия свариваемости.

В данной статье подробно не рассматривается возможность применения лейнеров из полимерных материалов. Разработка баллона из КМ с полимерным лейнером, проведенная НИИ специальных материалов МГТУ им. Баумана по техническим требованиям НПО им. С.А. Лавочкина (*Моишеев А.А., Асюшкин В.А., Цвелев В.М., Викуленков В.П. и др.*, 2005), аналогичным приведенным выше, показала невозможность обеспечения герметичности по гелию даже при значительно более низких требованиях, как по оболочке лейнера, так и, особенно, по поверхности соединения оболочки с закладными элементами. Поэтому далее анализируются характеристики применяемых металлических сплавов для изготовления лейнера.

Как показали расчеты и измерения при испытаниях исследуемого баллона, относительные деформации в баллоне при рабочем давлении составляют ~0,4%, т.е. материал лейнера при циклировании рабочим давлением и, тем более, при опрессовочном давлении работает в условиях малоцикловой усталости.

Необходимо рассматривать два механизма трещинообразования при циклическом нагружении: малоцикловое разрушение материала и циклическое коррозионное растрескивание.

Малоцикловое разрушение материала лейнера от номинальных напряжений, превышающих предел текучести материала. Для определения долговечности в диапазоне 10<sup>3</sup>...10<sup>4</sup> циклов используется соотношение Коффина – Менсона

 $\Delta l N^k = C$ ,

где  $\Delta l$  – размах пластической деформации; N – число циклов нагружения; k = 0, 4...0, 7;

$$C = 0.5 ln \left[ \frac{1}{1 - \psi} \right],$$

где  $\Psi$ - относительное сужение материала.

Из критерия следует, что число циклов нагружения баллона до образования трещины в лейнере тем больше, чем выше пластичность материала, характеризуемая величиной  $\Psi$ .

Кроме циклического силового нагружения баллона, проявляется *циклическое коррозионное растрескивание* в материале лейнера, которое в совокупности определяет живучесть баллона. Наиболее коррозионностойкими материалами являются алюминиевые сплавы, сплавы титана и нержавеющие стали.

Исходя из одинаковой величины пластических деформаций получается, что по циклической прочности нержавеющие стали ( $\Psi$ =66%) эффективнее алюминиевых сплавов ( $\Psi$ =31%) в 5,5 раз, титановых сплавов ( $\Psi$ =55%) в 1,95 раза.

Также на работоспособность и надежность МКБ оказывают влияние технологические особенности изготовления лейнера и удельные механические характеристики его материала.

#### 2.1.1. Лейнеры из алюминиевых сплавов

Алюминиевые сплавы для изготовления лейнеров предпочтительны по сравнению со стальными и титановыми имеют более высокую весовую эффективность, особенно сплавы, содержащие литий или бериллий, несмотря на относительно низкие характеристики по малоцикловой усталости. Поэтому за рубежом нашли применение лейнеры из алюминиевого сплава в виде цельнотянутой оболочки заодно со штуцером, по аналогии с технологией производства цельнометаллических баллонов. Данная технология позволяет изготавливать лейнер с минимальным количеством дефектов.

Наибольшее распространение получил сплав 6001, характеристики которого приведены в таблице 1.

Малоцикловая усталость при общей деформации в материале лейнера 0,35% (пластическая составляющая 0,15%) составляет (1,5÷2,0)·10<sup>4</sup> цикла.

#### 2.1.2. Лейнеры из титановых сплавов

Уровень циклической прочности титановых сплавов выше, чем алюминиевых сплавов. Среди титановых сплавов для использования в качестве материала лейнера наибольшее распространение получил сплав типа 6AL-4V с механическими характеристиками, приведенными в таблице 1.

При уровне общей деформации в материале 0,4% (пластическая составляющая 0,2%) малоцикловая усталость на уровне (2÷2,5)·10<sup>4</sup> циклов.

Лейнеры из титановых сплавов изготавливаются, как правило, с использованием технологии сварки, приводящей к потере механических характеристик самого материала и проявлению концентрации деформаций в локальных зонах сварных швов. Возникновение и распространение трещин малоциклового разрушения в сварных соединениях существенно зависит от исходной пластичности и прочности металла сварного соединения и дефектности сварного шва.

Результаты исследований усталостных характеристик стыковых сварных швов показывают, что высококачественные сварные швы с полным проплавлением имеют, при малоцикловой усталости на уровне 10<sup>4</sup> циклов, разрушающие амплитуды деформаций для сварного соединения около 50÷65% от разрушающих амплитуд основного металла. Допустимый размах пластической деформации для высокопла-

таблица	1 –	Характ	ристики	материалов	лейнера
---------	-----	--------	---------	------------	---------

материал	предел прочности, МПа	предел текучести, МПа	удлинение, δ, %	относительно сужения, Ψ,%	модуль упругости, ГПа
алюминиевый сплав	310	287	12	22	68
титановый сплав	1000	910	18	20	114
нержавеющая сталь	650	250	40	66	200

#### СОЗДАНИЕ ВЫСОКОЭФФЕКТИВНОГО МЕТАЛЛОКОМПОЗИТНОГО БАЛЛОНА ВЫСОКОГО ДАВЛЕНИЯ

стичной стали составляет 0,2÷0,4%, для пластичных алюминиевых сплавов 0,05÷0,15%.

#### 2.1.3. Лейнеры из нержавеющей стали

Среди многочисленных коррозионно-стойких сталей и сплавов наибольшее применение в конструкциях лейнеров баллонов нашли аустинитные хромоникелевые стали типа X18H10T и их модификации.

Повышенная коррозионная стойкость таких сталей обусловлена образованием на ее поверхности защитных пленок, в состав которых входит хром.

Исследования показали, что при температуре эксплуатации ниже 300°С и при уровне общей деформации в материале до 0,56% пластическая деформация составляет 0,30%, малоцикловая усталость определяется уровнем 1,5÷6,5·10<sup>4</sup> циклов.

Учитывая, что для изготовления баллонов с формой, близкой к сферической, может быть использована только технология сварки, можно сделать следующие выводы:

1. С учетом малоцикловой усталости и коррозионной трещиностойкости из сплавов, используемых для лейнеров, наиболее эффективными являются нержавеющие стали аустенитного класса, при общей деформации до 0,56%.

2. Малоцикловая усталость данных сплавов в три раза выше малоцикловой усталости алюминиевых сплавов и определяется уровнем (3,5÷6)·10<sup>4</sup> циклов.

Высококачественные сварные швы при изготовлении лейнера из нержавеющей стали аустенитного класса при малоцикловой усталости до 1,5·10<sup>4</sup> циклов имеют разрушающие амплитуды деформаций для сварного соединения 50–65% от разрушающих амплитуд основного материала.

С учетом вышеизложенного, а также принимая во внимание высокую технологичность нержавеющих сталей при изготовлении лейнеров методом штамповки за один проход, обусловленную высокими пластическими характеристиками ( $\Psi$ =66%), в качестве материала лейнера выбрана сталь X18H10T с исходной толщиной листа 0,5 мм, см. таблицу 1.

### 2.2. Выбор материала силовой оболочки

Оценка эффективности использования материала силовой оболочки проводится исходя из весовой эффективности конструкции баллона, с учетом ограничений по деформациям, герметичности, условиям работы в составе РБ или КА, технологии изготовления, наземной отработки и т.д.

Масса сферического баллона определяется формулой

$$M = \frac{KP_{\text{pasp}}V}{\frac{\sigma_{_{\scriptscriptstyle B}}}{\rho}},$$

- где *P*<sub>разр</sub> разрушающее давление в баллоне;
  - *V* внутренний объем;
  - $\sigma_{e}$  предел прочности;
  - $\rho$  плотность.
- Коэффициент К характеризует форму баллона.

Для сферических баллонов, выполненных из анизотропного материала К=1,5; для баллона из композиционного материала, который работает в условиях одноосного напряженного состояния, К=3, при равномерном распределении напряжений, что возможно при многозонной намотке КМ.

Таким образом, характеристикой, определяющей весовую эффективность КМ, является удельная проч-

ность 
$$\frac{\sigma_{e}}{\rho} \left[ \frac{H_{M}}{\kappa^{2}} \right]$$
 или  $\frac{\sigma_{6}}{\gamma} [M]$ .

Среди полимерных композитных материалов, наиболее часто используемых в баллонах, практическое применение нашли стеклопластики, органопластики и углепластики.

Материалы на основе волокон из стеклопластика, имеющих удельную прочность  $\frac{\sigma_s}{\gamma} = 90 - 130$  км и

низкий модуль упругости 50÷70 ГПа, не приемлемы для рассматриваемого типа конструкции баллона.

Органопластики с удельной прочностью волокон до 250 км (предел прочности до 3500 МПа) имеют, однако, низкий модуль упругости Е=90 ГПа, а потому высокую деформативность, что может привести к накоплению высоких пластических деформаций в материале лейнера, особенно при использовании стали X18H10T.

Наиболее приемлемым КМ для баллонов, которые должны иметь высокие энергомассовые характеристики, является углепластик на основе высокопрочных угольных волокон, имеющих высокую удельную прочность и высокий модуль упругости (таблица 2).

**таблица 2** – Характеристики угольных волокон зарубежного производства

характеристика	T700	T800	T100O	M4OJ
предел прочности σ <sub>в</sub> , МПа	5000	6000	6500	3600
модуль упругости Е, ГПа	230	300	300	380
плотность р, кг/м <sup>3</sup>	1780	1800	1800	1800

Для выбора армирующего материала был проведен теоретический анализ и этап отработочных испытаний на натурных макетах баллона объемом 25 дм<sup>3</sup>. Это было необходимо, в частности, из-за того, что первые образцы баллонов, изготовленные из углепластика с волокнами Т700, имели остаточную прочность, но отрицательные результаты по циклической усталости.

Для образцов баллонов с волокнами из М4ОЈ, напротив, были обеспечены положительные результаты по циклической усталости, но недостаточная прочность на разрушение (разрушающее давление 63,0 МПа).

На рисунке 2 представлены диаграммы деформаций стали X18H10T и КМ Т800, а также, для сравнения, диаграммы алюминиевого сплава типа O1570 и высокопрочного титанового сплава с пределом текучести  $\sigma_{02}$ =90 МПа.

При рабочем давлении 34,0 МПа, в соответствии с расчетом на прочность, напряжения в силовой оболочке равны 1000 МПа, соответственно деформация вдоль волокон 0,47%, из них пластическая составляющая в лейнере 0,33%, при опрессовочном давлении 1,25 Р<sub>раб</sub> соответственно 0,59% и 0,44%.



**рисунок 2.** Диаграммы деформаций стали X18H10T, КМ Т800, алюминиевого сплава типа O1570 и высокопрочного титанового сплава с пределом текучести  $\sigma_{02}$ =90 МПа

При снятии внутреннего давления происходит разгрузка силовой оболочки и оболочки лейнера. Однако, в силу наличия остаточных деформаций в оболочке лейнера при давлении ~10% от рабочего, напряжения переходят в снижающие. При нулевом давлении обе оболочки находятся в самоуровновешенном состоянии под действием остаточных напряжений. При этом возможна потеря устойчивости оболочки лейнера, которая в принципе неопасна, если кривизна вмятины ≤5÷7 мм, при толщине оболочки 0,5 мм, когда максимальные напряжения изгиба не превышают существенно предела текучести материла. При значительных остаточных деформациях (>1,0%) возможно образование глубоких вмятин, которые в процессе циклирования под действием внутреннего давления, принимают форму ребра, с вероятным образованием трещин.

Вышеприведенный неблагоприятный процесс совместного деформирования оболочки лейнера и силовой оболочки имел место при циклировании баллонов из композиционного материала армос и лейнера из стали X18H10T толщиной 0,5 мм баллона разработки OAO «Элина-Т».

Потеря устойчивости оболочки лейнера происходила при снятии давления при остаточном давлении ~3,0 МПа, которое сопровождалось специфическими для потери устойчивости «щелчками». После препарирования баллона обнаружены глубокие складки на поверхности днищ и на цилиндрической части баллона.

Из сравнения диаграмм σ(ε) для материалов алюминиевого сплава и титанового сплава следует вывод, что вышеприведенные особенности менее выражены для баллонов с лейнером из алюминиевых сплавов и отсутствуют у баллонов с лейнером из высокопрочного титанового сплава.

Однако эти материалы имеют худшие показатели по усталостному циклированию, трещиностойкости, надежности сварных соединений, массовым характеристикам, и, особенно, по технологичности и стоимости изготовления.

Кроме того, применительно к МКБФ исключается непосредственное сварное соединение штуцера баллона с трубопроводом пневмогидравлической системы ДУ, изготавливаемым из материала X18H10T.

Надежность разработанных баллонов была обеспечена в результате снижения их деформативности путем некоторого увеличения массы силовой оболочки с 5,2 кг до 6,0 кг, а также за счет оптимизации схемы армирования углепластиком.

В качестве КМ для баллона был принят углепластик на основе угольного волокна Т800 со следующими характеристиками: разрушающее напряжение в направлении армирования 3600÷3800 МПа, модуль упругости при растяжении 200÷210 ГПа, относительное удлинение при растяжении 1,8%, плотность 1460 кг/м<sup>3</sup>.

### 3. Исследование проектных параметров баллона

При проведении проектных расчетов принимались следующие предпосылки:

1. Влияние лейнера при определении внутренних усилий не учитывалось ввиду малой толщины оболочки ( $\delta_n$ =0,5 мм) и низкого предела текучести ( $\sigma_{02}$ =250 МПа) стали X18H10T.

#### СОЗДАНИЕ ВЫСОКОЭФФЕКТИВНОГО МЕТАЛЛОКОМПОЗИТНОГО БАЛЛОНА ВЫСОКОГО ДАВЛЕНИЯ

2. Для формирования внешней сферической поверхности баллона и обеспечения распределения напряжений в силовой оболочке, близкого к равномерному, принята зонная намотка из различных семейств нитей КМ. Оболочка представлялась состоящей из нескольких частей оболочек, вложенных друг в друга. Расчеты показали, что для обеспечения вышеуказанных результатов достаточно принятия трехзонной намотки (рисунок 3).

3. Каждая зона имеет намотку только спиральными слоями нитей, при этом угол армирования фо каждой зоны на экваторе оболочки определялся из условия геодезического расположения нити на поверхности днища, в частности

$$\varphi_{0i} = \arcsin\left(r_{0i}/R_c\right),\tag{1}$$

где  $R_c$  – максимальный радиус баллона;  $r_{0i}$  – радиус границы *і*-й зоны.

Методика проектирования и дальнейшего расчета деформативности и прочности строится на теории тонкостенных безмоментных оболочек вращения, характеризующейся двумя мембранными погонными усилиями  $T_{a}$  – меридиональное усилие,  $T_{\beta}$  – окружное усилие и, соответственно двумя уравнениями равновесия:

$$T_{\alpha}/R_{I}+T_{\beta}/R_{2}=\rho; \qquad (2)$$

уравнением равновесия части оболочки, расположенной над параллельным кругом, определяемым углом у (у – угол между осью баллона и нормалью к его поверхности), которое записывается в следующем виде (рисунок 4):

$$2\pi r - T_{\alpha} \cdot \sin \gamma = 2\pi \int_{r_0}^r p \bar{r} d\bar{r} + Q_1, \qquad (3)$$

где *r* – текущий радиус. Для нитевой оболочки

$$2\pi r T_{\alpha} = \sum_{i=1}^{n} T_{i} n_{i} \cos \varphi_{i}$$
<sup>(4)</sup>

где  $T_i$  – усилия в нитях *i*-й зоны;  $n_i$  – суммарное число нитей *i*-й зоны;  $\varphi_i$  – угол наклона армирующих нитей *i*-й зоны к оси *z* баллона; *Q*<sub>1</sub> – сила, действующая на фланец радиуса r<sub>0</sub>.

Форма профиля образующего меридиана определяется из соотношения

$$\sin \gamma = \frac{2\pi \int_{r_1}^r pr dr + Q_0}{\sum_{i=1}^n T_i n_i \cos \varphi_i}$$
или 
$$\sin \gamma = \frac{\pi p r^2}{\sum_{i=1}^n T_i n_i \cos \varphi_i}$$
и Q<sub>0</sub>=0. (5)

при Q<sub>0</sub>=0.

Используя выражение  $z = \int_{r_1}^r tg \gamma dr$ ,  $R_2 = r/\sin\gamma$ ,  $R_1 = ds/d\gamma$ 

численно определяют координаты r, z профиля и главные радиусы кривизны *R*<sub>1</sub> и *R*<sub>2</sub> оболочки.



рисунок 3. Схема расположения зон намотки



рисунок 4. Схема равновесия внутренних сил

Форма поверхности на отдельных участках зависит от величин Т<sub>i</sub>n<sub>i</sub>, которые выражаются через нагрузки и размеры оболочки. Усилия в нитях каждой зоны равны  $T_i = T$ .

Построенная таким образом теоретическая поверхность определяет поверхность, близкую к срединной (рисунок 5). Фактическая технологическая внутренняя поверхность силовой оболочки, совпадающая с внешней поверхностью лейнера определяется, с учетом расчетного значения толщины оболочки.

$$r_{i,\pi} = r_i - \Delta r_i; z_{i,\pi} = z_i - \Delta z_i.$$

Здесь *r*<sub>*i*,л</sub> и *z*<sub>*i*,л</sub> – координаты профиля лейнера.

$$\Delta r_i = h_i/2 \cdot \cos\gamma;$$

$$\Delta z_i = h_i / 2 \cdot \sin \gamma$$

Толщина *i*-го слоя  $h_i = n_i f/2 \cdot \pi \cdot r \cdot \cos \phi$ (6)

изменяется вдоль меридиана и зависит от числа нитей *n<sub>i</sub>*, проходящих через рассматриваемое сечение радиуса г и площади сечения нити f.



рисунок 5. Форма срединной поверхности

С технологической точки зрения изготовление оболочки производится намоткой ленты, состоящей из нитей и имеющей конечную ширину b. По этой причине в зоне полюсного отверстия на оболочке образуется утолщение шириной, больше b.

В зоне перехода днища к цилиндрической части полученная форма кривой уточняется с учетом конкретной схемы армирования на цилиндрической части, на которой дополнительно к спиральным слоям нитей наматывается слой нитей в окружном направлении.

### 5. Определение характеристик деформативности и прочности баллона

С помощью уравнений

$$T_{\alpha} = \frac{pR_2}{2}; \ T_{\beta} = \frac{pR_2}{2} \cdot (2 - \frac{R_2}{R_1}),$$
 (7)

полученных из (2) и (3), определяется мембранное усилие  $T_{\alpha}$  и  $T_{\beta}$ .

Используя характеристики исходных материалов волокна и связующего:

 $E_b$ ,  $v_b$ ,  $\eta$  – соответственно модуль упругости, коэффициент Пуассона, относительное объемное содержание волокон (коэффициент армирования волокон);  $E_s$ ,  $v_s$  – модуль упругости и коэффициент Пуассона связующего, определяют  $E_1$ ,  $E_2$ ,  $G_{12}$ ,  $v_{12}$  – модули упругости однонаправленного композита вдоль и поперек армирования, модуль сдвига и коэффициент Пуассона однонаправленного композита. Указанные характеристики приводятся в справочных пособиях по КМ.

По зависимости (6) определяется толщина *i*-го слоя силовой оболочки. Суммарная толщина равна  $h=\Sigma h_i$ .

Определяются мембранные жесткости пакета слоев материала с использованием следующих зависимостей:

$$B_{11} = \sum_{i=1}^{k} h_i (\overline{E}_{1,i} \cos^4 \varphi_i + 2\overline{E}_{1,i} \upsilon_{12,i} \sin^2 \varphi_i \cos^2 \varphi_i + \overline{E}_{2,i} \sin^4 \varphi_i + G_{12,i} \sin^2 2\varphi_i);$$

$$B_{22} = \sum_{i=1}^{k} h_i (\overline{E}_{1,i} \sin^4 \varphi_i + 2\overline{E}_{1,i} \upsilon_{2,i} \sin^2 \varphi_i \cos^2 \varphi_i + \overline{E}_{2,i} \cos^4 \varphi_i + G_{12,i} \sin^2 2\varphi_i);$$

$$B_{12} = B_{21} = \sum_{i=1}^{k} h_i (\overline{E}_{1,i} + \overline{E}_{2,i}) \sin^2 \varphi_i \cos^2 \varphi_i + \overline{E}_{1,i} \upsilon_{12,i} (\sin^4 \varphi_i + \cos^4 \varphi_i) - G_{12,i} \sin^2 2\varphi_i);$$

$$\overline{E}_2 = E_2 / (1 - \nu_1 \nu_2);$$

$$\overline{E}_1 = E_1 / (1 - \nu_1 \nu_2).$$

$$M_3 \text{ соотношений}$$

$$\Gamma_a = (B_{11} \varepsilon_a + B_{12} \varepsilon_\beta),$$

$$\Gamma_\beta = (B_{21} \varepsilon_a + B_{22} \varepsilon_\beta),$$
(9)

где В<sub>11</sub> – жесткость в меридиональном направлении; В<sub>22</sub> – жесткость в окружном направлении; В<sub>12</sub> – жесткость на сдвиг, определяются деформации материала оболочки в меридиональном и окружном направлении, и с использованием взаимосвязи между деформациями по направлениям, определяются деформации и направление вдоль армирующих волокон.

Проводится сравнение деформаций композитной оболочки с деформациями лейнера, ограниченными интенсивностью деформаций в материале лейнера 0,26%.

Интенсивность деформаций в материале лейнера

$$\varepsilon_i = \frac{2}{3} \bullet \sqrt{\varepsilon_1^2 - \varepsilon_1 \varepsilon_2 + \varepsilon_2^2},$$

где  $\varepsilon_1$  и  $\varepsilon_2$  – деформации лейнера в меридиональном и окружном направлении.

Ниже приведены результаты расчета баллона с силовой оболочкой из материала Т800, полученной в результате трех зонной намотки на лейнер из стали X18H10T толщиной 0,5 мм.

Характеристики армирующего материала силовой оболочки и параметры намотки его жгутов (таблица 3) следующие:

- модуль упругости вдоль волокон E<sub>1</sub>=238 гПа, поперек волокон E<sub>2</sub>=16,8 гПа;
- модуль сдвига G=9,96 гПа, v<sub>12</sub>=0,3; v<sub>21</sub>=0,02;

#### СОЗДАНИЕ ВЫСОКОЭФФЕКТИВНОГО МЕТАЛЛОКОМПОЗИТНОГО БАЛЛОНА ВЫСОКОГО ДАВЛЕНИЯ

- количество жгутов в ленте 8;
- ширина ленты 16 мм, площадь жгута ~0,9 мм<sup>2</sup> (1,17 мм<sup>2</sup> со смолой).

Геометрия оболочки (см. рисунок 1):

r<sub>0</sub>=18,3 мм; r<sub>1</sub>=91,5 мм; r<sub>2</sub>=140 мм; r<sub>3</sub>=183 мм=R<sub>c</sub>.

таблица 3 – Характеристики намотки жгутов

параметры намотки	зона 1	зона 2	зона З
количество жгутов	1560	848	1341
угол на экваторе, угл. град	8,3	32,8	54,0

Напряжение разрыва жгута 3900 МПа.

Толщина слоя на цилиндрическом участке лейнера ~3,2 мм.

На рисунке 6 приведены результаты расчета напряжений в армирующих волокнах каждой зоны при действии рабочего давления 34,0 МПа.



**рисунок 6.** Напряжения в волокнах зон 1, 2, 3 при P=34,0 МПа

Из полученных результатов следует, что уровень действующих напряжений в невозмущенных сечениях равен ~1000 МПа во всех трех зонах. В областях перехода (радиусы 91 мм, 140 мм) получены возмущения напряжений, вызванных скачкообразным перепадом толщины и жесткости оболочки в указанных сечениях.

В реальных конструкциях резкие изменения толщины отсутствуют; кроме того, используя различную ширину наматываемых лент, можно существенно снизить разницу напряжений в зонах перехода. Следовательно, можно сделать вывод, что при нагружении оболочки рабочим давлением 34,0 МПа уровень напряжений в композиционном материале 1200 МПа, что примерно в 3,2 раза ниже предельных напряжений в КМ. Уровень деформаций составляет не более 0,4%, а пластических деформаций в лейнере – 0,26%.

Представленные выше теоретические результаты были получены для баллона объемом 25 дм<sup>3</sup> с первоначальной схемой армирования, соответствующей распределению волокон спиральной намотки по зонам: 1560; 848; 1341 и общей массе баллона ≤5,3 кг.

По результатам отработочных и доводочных испытаний баллонов схема намотки была изменена как по увеличению общего количества волокон, так и по перераспределению их между зонами. Общая масса баллона увеличилась до 6 кг.

Причиной этому послужила недостаточная надежность лейнера по усталостному циклированию, вызванная потерей устойчивости обечайки лейнера при давлении испытания на прочность (опрессовка), с образованием остаточных складок.

На первом этапе отработки давление опрессовки соответствовало коэффициенту 1,5 (Р<sub>опр</sub>=51,0 МПа). Отдельные складки, обнаруженные при эндоскопировании, возникали на днищах лейнера, регулярные – на цилиндрической части, в районе сварного шва. При последующем циклировании на вмятинах образовалась трещина с нарушением герметичности. Цель перераспределения армирования по зонам, в том числе и в зоне цилиндрического участка – снижение пластических деформаций в критических зонах лейнера.

Кроме того, был снижен коэффициент опрессовки с 1,5 до 1,25, что привело к повышению надежности штатных баллонов.

Баллон объемом 25 дм<sup>3</sup> в окончательном исполнении имеет схему армирования: первая зона – 2368 жгутов, вторая зона – 1079 жгутов, третья зона – 1706 жгутов.

Баллон прошел все виды испытаний – отработочные, доводочные, предварительные, совместные – в составе штатного МКБФ.

Характеристики баллона:

- разрушающее давление Р<sub>рз</sub>=77,0 МПа, запас прочности 1,13 при рабочем давлении 34,0 МПа;
- усталостное циклирование (средние значения)  $0-P_{pa\delta}-369$  циклов;  $0-1,25 P_{pa\delta}-15$  циклов; циклы ресурса  $0-P_{pa\delta}-25$  циклов;  $0-1,25 P_{pa\delta}-2$  цикла; циклы квалификационные  $0-P_{pa\delta}-100$  циклов;  $0-1,25 P_{pa\delta}-8$  циклов;
- замеренная степень негерметичности при испытаниях в вакуумной камере гелием составляет 1,3·10<sup>-9</sup> Вт при требованиях ТЗ – 7,3 10<sup>-7</sup> Вт;
- вероятность безотказной работы (ВБР) → 0,9(8) определена по результатам испытаний на разрушение семнадцати баллонов.

На рисунке 7а представлен внешний вид баллона до испытаний, а на рисунке 76 – после испытаний на разрушение. Разрушения имеют безосколочный характер. В таблице 4 приведено сравнение характеристик баллонов зарубежных производителей и представленного в данной статье баллона объемом 25 дм<sup>3</sup>.

материал баллона	тип лейнера	объём V, м <sup>3</sup>	давление разрушения Р <sub>рз</sub> , МПа	масса, кг	масса лейнера, кг	эффективность Р <sub>рз</sub> V/М, кДж/кг	рабочее давление Р <sub>раб</sub> , МПа
углепластик	нержавеющая сталь	0,025	77,0	6,0	1,43	321	34,0
титановый сплав	титановый сплав	0,0236	74,8	11,2	11,2	158	32,0
углепластик	титановый сплав	0,087	62,0	23	4,3	234	30,0
углепластик	титановый сплав	0,0673	57,2	11,7	3,7	329	25,0
углепластик	нержавеющая сталь	0,0515	77,4	11,55	-	345	30,0

таблица 4 – Сравнительные характеристики баллонов





**рисунок 7.** Общий вид баллона до разрушения (**a**), после разрушения (**б**)

б

Из таблицы 4 следует, что по своим энергомассовым характеристикам разработанный баллон находится на уровне лучших зарубежных аналогов. Баллон будет применён на межорбитальном космическом буксире «Фрегат», обеспечивающем выведение отечественных и зарубежных полезных нагрузок. Снижение массы конструкции МКБФ составило от 30 кг до 55 кг, в зависимости от внутреннего объёма топливных баков и заправки топлива.

#### заключение

Разработан и внедрен в штатную эксплуатацию высокоэффективный баллон высокого давления, обладающий массово-энергетическими характеристиками на уровне лучших зарубежных образцов.

Баллон применен на изделиях космической техники различного назначения (разгонные блоки, космические аппараты).

#### список литературы

Асюшкин В.А., Ишин С.В., Викуленков В.П. Итоги создания и начальных этапов эксплуатации межорбитальных буксиров типа «Фрегат» // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2013. № 3. С. 3-9.

Моишеев А.А., Асюшкин В.А., Цвелев В.М., Викуленков В.П. и др. Разработка композитного баллона высокого давления для разгонного блока «Фрегат» // Актуальные вопросы проектирования космических систем и комплексов: сб. научн. трудов. 2005. Вып. 6. С. 46-52.

Полищук Г.М., Пичхадзе К.М., Ефанов В.В., Мартынов М.Б. Космические модули комплекса «Фобос-Грунт» для перспективных межпланетных станций // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2009. № 2. С. 3-7.

*David M., Roy P.E.* High Pressure Composite Overwrapped Pressure Vessel (COPV) Development Tests of Cryogenic Temperatures // NASA Jonson Space Center Houston, TX, USA // 49-th AIAA/ASME/ ASCE/AHS/ASR s, Structural Dynamics and Materials Conference, Schaumberg, IL, April 7-10. 2008.

*Khartov V.V., Dolgopolov V.P., Efanov V.V., Zaytseva O.N. et al.* New Russian lunar unmanned space complexes // Solar System Research. 2011. T. 45, № 7. C. 690-696.

Статья поступила в редакцию 04.03.2014 г.

# О НЕКОТОРЫХ ПОДХОДАХ К ВЫБОРУ УДАРНОГО СТЕНДА ДЛЯ АВТОНОМНЫХ ИСПЫТАНИЙ ОБЪЕКТОВ ОБОРУДОВАНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ



**О.Г. Деменко**<sup>1</sup>, кандидат технических наук, 3335704@gmail.com; **О.G. Demenko** 

Статья посвящена сравнению функциональных свойств различных типов установок для испытаний на прочность при ударном нагружении и рассмотрению вопроса о целесообразности их использования при автономных испытаниях на ударную прочность объектов оборудования и аппаратуры космических аппаратов.

Ключевые слова: ударный спектр; испытание на прочность; ударно-импульсное нагружение; испытательное оборудование.

Ударные нагрузки являются одним из основных факторов эксплуатационного нагружения, определяющих прочность и надежность космических аппаратов (КА) в целом, а также его систем и оборудования. В связи с этим испытания на ударное нагружение – важный и обязательный пункт программы испытаний КА и его составных частей.

Наиболее значительные ударные нагрузки, действующие на объекты КА, возникают при срабатывании систем отделения, основанных на использовании пиромеханических или детонационных устройств (*Efanov V.V. et al.*, 2014). При этом случае нагружения ударные испытания проводятся как для всего КА в целом (в сборе), так и автономно для отдельных объ-

# ON SOME APPROACHES TO SELECTION OF SHOCK TEST BENCHES FOR AUTONOMOUS TESTING OF SPACECRAFT EQUIPMENT ITEMS



**H.A. Михаленков**<sup>1</sup>, acnupaнm, n.mikhalenkov@gmail.com; **N.A. Mikhalenkov** 

The article presents a comparison of functional properties of various types of strength test facilities at shock loads and reviews an issue of appropriateness of their use for autonomous testing for shock strength of equipment items and spacecraft instruments.

Key words: shock spectrum; strength tests; shock-impulse stress; test equipment.

ектов КА (оборудование КА, научная аппаратура, антенны, приводы и т.д.). Ударные испытания КА в сборе проводятся в условиях, максимально приближенных к натурным, с использованием штатных средств отделения. В этом случае ударный стенд для проведения испытаний не требуется.

Иное дело – объекты оборудования и научной аппаратуры КА. Они создаются различными, не связанными друг с другом организациями и к моменту испытания КА в сборе должны пройти автономные ударные испытания. Использование при этом штатных пиромеханизмов для создания ударной нагрузки нецелесообразно, поскольку оборудование на КА находится на удалении от плоскости отделения

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

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

и ударный импульс к нему приходит сильно ослабленным (Котомин А.А. и др., 2001). Кроме этого, при распространении по конструкции КА частотный спектр ударного импульса существенно изменяется вследствие поглощения конструкцией большой части высокочастотных колебаний. Все это заставляет использовать при автономных ударных испытаниях объектов оборудования специальные стенды. Несмотря на то, что потребность в таких стендах существует давно, на сегодняшний день ни в нашей стране, ни за рубежом они в требуемом объеме характеристик не разработаны и промышленно не выпускаются. Поэтому основным предприятиям-разработчикам космической техники приходится либо идти на упрощение ударных испытаний (заменяя реальные условия нагружения некоторыми эквивалентными, при этом, как правило, загрубляя условия нагружения объектов оборудования и перегружая их), либо создавать такие установки самостоятельно, в единичных экземплярах для собственных нужд. Актуальность проблемы создания специализированных ударных стендов для автономных испытаний объектов оборудования КА усугубляется тем, что вследствие активно происходящей в настоящее время миниатюризации КА, объекты оборудования КА становятся все более хрупкими и чувствительными к ударам, а их удаление от места приложения ударной нагрузки все более сокращается.

Требования к ударной нагрузке при автономных испытаниях оборудования действующими ГОСТами и другими нормативными документами наиболее полно задаются в виде ударного спектра ускорений отклика - зависимости пиковых откликов ряда резонаторов, возбуждаемых рассматриваемым ударным воздействием, от собственных частот резонаторов. Типовой ударный спектр, соответствующий реальному нагружению объектов оборудования при срабатывании системы отделения КА, содержит частоты от 100 Гц до 5...10 кГц, при этом максимум ускорения отклика приходится на частоты 2...5 кГц и может доходить до 1000...3000 g (Ефанов В.В. и др., 2013). При испытаниях необходимо добиваться воспроизведения в спектре отклика всех частот заданного ударного спектра. Это вызвано тем, что КА (объект испытаний) имеет широкий спектр собственных частот, обусловленный наличием у различных частей КА различий в размерах, в массах и особенностях конструкции.

Таким образом, одно из главных требований к ударному стенду – это возможность воспроизведения требуемых ускорений отклика на всех частотах ударного спектра. Практически все существующие испытательные установки используют для создания ударного импульса взаимодействие (контакт) объекта испытания с исполнительным устройством, имеющим к моменту контакта некоторую скорость движения v. Величина этой скорости оказывает решающее влияние на качество воспроизводимого ударного спектра, поскольку она определяет скорость изменения ударной нагрузки на объект испытаний и длительность ударного импульса. Как показано в (*Карпушин В.Б.*  $u \ dp.$ , 1971), расчетная длительность ударного импульса, при которой имеет место наибольший отклик (ускорение) системы на удар, обратно пропорциональна собственной частоте системы

$$\tau = \frac{3}{4f},$$

где  $\tau$  – длительность импульса; f – частота собственных колебаний системы. Для возбуждения максимальных ускорений в элементах, обладающих высокими собственными частотами, длительность ударного импульса должна быть наименьшей. Наоборот, для возбуждения максимальных ускорений в элементах с низкими собственными частотами длительность ударного импульса должна быть наибольшей, при этом ускорения, возбуждаемые ударом в деталях аппаратуры, будут действовать в широком диапазоне частот – от наименьшей собственной частоты конструкции и выше. При одинаковых ударных ускорениях удар с большей длительностью импульса имеет более широкий спектр максимальных ускорений реакции упругой связи.

Принимая во внимание диапазон характерных частот, определяющих ударный спектр ускорений отклика при автономных испытаниях объектов оборудования КА f=100...5000 Гц, получаем, что требуемая длительность импульса  $\tau=0,2...7,5$  мс. С другой стороны, длительность ударного импульса определяется процессом взаимодействия ударяющего тела с конструкцией испытываемого объекта

$$\tau \approx \frac{\Delta l}{v},$$

где v – скорость ударяющего тела перед ударом;  $\Delta l$  – деформация конструкции оборудования. Отсюда получаем, что

$$v \approx \frac{\Delta l}{\tau}$$
,  
следовательно,  
 $\Delta l_{max}$ 

 $v_{\rm max} \approx \frac{\Delta l_{\rm max}}{\tau}.$ 

В свою очередь  $\Delta l_{\max}$  можно определить через относительную деформацию є

$$\Delta l_{\rm max} \approx \frac{\mathcal{E}_{\rm max}}{\tau},$$

где l-характерный размер испытываемой конструкции. Ограничивая  $\varepsilon_{\max}$  пределом пропорциональности материала конструкции (металл)  $\varepsilon_{\max}$ =0,002 (для предотвращения появления в конструкции оборудования

#### О НЕКОТОРЫХ ПОДХОДАХ К ВЫБОРУ УДАРНОГО СТЕНДА ДЛЯ АВТОНОМНЫХ ИСПЫТАНИЙ ОБЪЕКТОВ ОБОРУДОВАНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

пластических деформаций) и принимая характерный размер объектов оборудования *l*≈1 м, получаем

$$v_{\text{max}} \approx \frac{\varepsilon_{\text{max}}}{\tau} = \frac{0.002}{(2...75)10^{-4}} = 0.3...10\frac{M}{c}.$$

Другими словами, конструкция ударного стенда для автономных испытаний объектов оборудования КА должна обеспечивать скорость ударяющего тела порядка нескольких метров в секунду, при этом будут возбуждаться наиболее важные (низшие и средние) частоты собственных колебаний частей оборудования и задаваемого ударного спектра. Рассмотрим в связи с этим возможности существующих различных типов конструкций ударных стендов.

Известно несколько типов установок для ударных испытаний:

- вибродинамические стенды;
- стенды падающего типа;
- стенды, использующие пиро-, пневмотолкатели, а также пружинные толкатели стреляющего типа;
- стенды с механическим толкателем, разгоняемым действием собственной силы тяжести (маятникового типа).

Существующие вибродинамические стенды и системы управления ими предлагают самые лучшие возможности по точности реализации заданного ударного воздействия, но вместе с тем имеют эксплуатационное ограничение по скорости перемещения подвижной (толкающей) части  $v_{\text{макс}} \approx 1,8...2,8$  м/с (1,8 м/с относится к стенду малой мощности V8T компании LDS; 2,8 м/с – к стенду большой мощности V984 этой же компании). В действительности это ограничение реализуется лишь при сравнительно небольшой массе испытуемого блока с приспособлением – не более 20...50 кг в зависимости от мощности стенда. При большей массе  $v_{\text{макс}}$  определяется энер-

гетическими возможностями стенда и не превышает 1...2 м/с. Таким образом, использование вибродинамического стенда для решения рассматриваемой задачи возможно, однако ограничено небольшими массами объектов оборудования (учитывая типичные значения масс приспособлений, масса самого объекта оборудования не должна превышать 5...15 кг) и случаем направления линии действия ударного импульса перпендикулярно плоскости крепления прибора к конструкции КА (в этом случае масса приспособления получается минимальной). Использование вибродинамического стенда для испытания на ударную прочность при направлении ударного импульса, лежащем в плоскости крепления прибора к конструкции КА, практически невозможно из-за большой массы скользящего стола.

Стенды падающего типа – единственный вид установок для ударных испытаний, которые разработаны и выпускаются промышленно (мировой лидер производства – компания Lansmont). Недостатком таких установок является то, что объект испытаний за счет падения разгоняется до некоторой скорости, а затем резко тормозится при столкновении с преградой, и это нарушает условия реального ударного нагружения частей КА, в которых они какое-либо значительное изменение кинетической энергии в результате удара не претерпевают. По результатам многочисленных проведенных авторами ударных испытаний можно утверждать, что максимальная скорость в центре масс объектов оборудования, приобретаемая за счет действия ударного импульса, не превышает 0,05...0,10 м/с. Так, например, на рисунке 1 показано изменение по времени ускорений и скоростей по всем пространственным осям в центре масс макета миниспутника Skysat при его отделении от КА МКА-ФКИ ПН2 (пиромеханическая система отделения). Здесь максимальная скорость 0,08 м/с достигается только



рисунок 1. Скорость и ускорение в центре масс КА при срабатывании пиромеханической системы отделения

по одной оси – оси Х вдоль направления действия ударного импульса; в поперечных направлениях максимальные скорости не превышают 0, м/с. Чтобы не перегружать оборудование при испытаниях на ударных стендах падающего типа, его придется сбрасывать с небольшой высоты, при которой скорость столкновения не превысит 0,05...0,1 м/с. Следовательно, такой стенд позволит воспроизвести лишь очень низкочастотные ударные спектры отклика (с максимумом нагружения на частотах порядка 1...5 Гц) и для целей автономного испытания объектов оборудования КА на ударные нагрузки не подходит.

Пиро- и пневмотолкатели стреляющего типа обеспечивают высокую скорость движения ударного бойка – порядка 100 м/с и более. В связи с этим действие такого ударного импульса вызывает в конструкции высокочастотный (звенящий) спектр отклика, в котором низкие и средние частоты выражены слабо. Для сглаживания этого недостатка применяют различные деформируемые типы толкателей или устанавливают дополнительно между объектом испытаний и толкателем деформируемые прокладки, которые увеличивают время действия ударного импульса и делают ударный спектр отклика более среднечастотным. Однако деформация материалов при этом съедает большую часть энергии ударного импульса и нагружение объекта может получаться недостаточно сильным. Кроме того, быстротекущие процессы горения пороха и истечения потока газов в пиро- и пневмоустройствах очень чувствительны к действию большого количества факторов, в результате чего имеет место большой (до 20...40%) разброс в величине и длительности ударного импульса, что отрицательно сказывается на точности и повторяемости результатов испытаний. Имеется несколько примеров реализаций ударных установок для испытаний объектов КА, использующих пиро- и пневмотолкатели, имеющих неоспоримым преимуществом в плане мобильности ударного устройства и вследствие этого – удобством приложения ударного импульса любого направления действия к любой части конструкции КА. Высокие скорости движения ударных частей делают их особенно целесообразными для приложения ударных импульсов к элементам конструкции КА, расположенным вблизи плоскости отделения (где реальные спектры высокочастотные из-за близости к пиротолкателям системы отделения). Для автономных испытаний на ударные нагрузки объектов оборудования КА, расположенных вдали от плоскости разделения, такие установки не являются оптимальными.

К испытательным установкам, в которых ударное тело разгоняется за счет ускорения свободного падения, будем относить установки маятникового типа и ударные средства (молотки), приводимые в движение мускульной силой испытателя. Поскольку типовые размеры помещений для проведения испытаний не представляют препятствий для реализации высот падения ударных тел порядка 3...4 м, на таких установках легко обеспечивается наиболее подходящий для реализации требуемых ударных спектров отклика диапазон скоростей движения ударного тела

$$v = \sqrt{2gh} = 3...8\frac{M}{c},$$

а с учетом дополнительных разгонных средств и более этого. Таким образом, ударные стенды маятникового типа потенциально наиболее целесообразны для проведения автономных испытаний объектов оборудования КА на ударные нагрузки.

Приведенные выводы можно проиллюстрировать результатами ударных испытаний макета прибора МГНС, полученных авторами в рамках экспериментальной исследовательской работы, направленной на



#### квалификационный ударный спектр, Q=10

рисунок 2. Ударный спектр ускорений отклика для проведения испытаний

#### О НЕКОТОРЫХ ПОДХОДАХ К ВЫБОРУ УДАРНОГО СТЕНДА ДЛЯ АВТОНОМНЫХ ИСПЫТАНИЙ ОБЪЕКТОВ ОБОРУДОВАНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ



**рисунок 3.** Ударный спектр ускорений отклика по оси Z, реализованный на вибростенде V-8T, ударный импульс направлен по оси Z

определение возможности реализации требований заказчика (ЕКА) к испытаниям прибора на ударные нагрузки.

Макет прибора – параллелепипед со сторонами 10...20 см и массой примерно 5 кг – крепился к приспособлению 4-мя болтами, расположенными вблизи углов основания прибора. Приспособление представляло собой квадратную алюминиевую плиту со стороной 50 см и толщиной 2 см (масса приспособления 13,5 кг). Заданный ударный спектр показан на рисунке 2 (случай А). Это очень «жесткий» спектр, характеризуемый широким диапазоном частот от 0,1 до 10 кГц и высокими действующими ускорениями вблизи узлов крепления прибора порядка 1500...3000 g. Особенность испытуемого прибора состоит в том, что он содержит оптические устройства (кристаллы, линзы и т.д.), высокочувствительные к быстроменяющимся нагрузкам. В связи с этим ставилась задача обеспечить высокую точность реализации ударного спектра (перегружать нельзя из-за

опасности разрушения оптики, недогружать нельзя из-за опасности незачетности испытаний).

На рисунке 3 показан ударный спектр, воспроизведенный на вибростенде V-8T в точках крепления прибора при действии ударного импульса перпендикулярно плоскости приспособления (ось Z). Здесь и ниже заданный ударный спектр показан черной толстой линией (referance), а линии ref  $\pm 3$  dB,  $\pm 6$  dB показаны прерывистыми линиями. Видно, что стенд позволяет в достаточно полной мере воспроизвести все значимые частоты спектра. В плоскости приспособления (оси X и Y) стенд не смог реализовать заданный ударный спектр (соответствующие рисунки отсутствуют).

На рисунке 4 показаны огибающие (по максимуму из четырех значений ускорений, действующих в точках крепления прибора к приспособлению) ударных спектров ускорений отклика, воспроизведенных с помощью пневмомолотка CN450R при действии ударного импульса перпендикулярно плоскости при-



рисунок 4. Ударные спектры ускорений отклика на удар пневмомолотка



**рисунок 5.** Ударные спектры ускорений отклика, полученные мускульной силой с помощью ударного молотка (масса 4,5 кг)

способления (SRS Zmax) и в плоскости приспособления (SRS Xmax и SRS Ymax). Особенность используемого молотка состоит в его высокой, регулируемой мощности (диапазон используемых рабочих давлений 0,3...0,8 МПа) и большом ходе бойка. Используя возможности регулировки, были подобраны режимы работы молотка, при которых точность воспроизведения ударного спектра получалась наиболее высокой. Как видно из указанных рисунков, пневмомолоток хорошо реализует только высокочастотный диапазон спектра 7...10 кГц. В области средних и низких частот провал на 12...18 dB (в 4...6 раз). В связи с этим реализовать заданный профиль ударного спектра с помощью пневмомолотка не представляется возможным.

На рисунке 5 показаны огибающие (по максимуму из четырех значений ускорений, действующих в точках крепления прибора к приспособлению) ударных спектров, воспроизведенных мускульной силой с помощью ударного молота (масса бойка 4,5 кг) при действии ударного импульса перпендикулярно плоскости приспособления (SRS Zmax) и в плоскости приспособления (SRS Xmax и SRS Ymax). Сила и скорость удара молотом были предварительно подобраны так, чтобы точность воспроизведения ударного спектра получалась наиболее высокой. Как видно из рисунков, молот хорошо реализует все частоты спектра. В наиболее значимом диапазоне частот 0,1...3 кГц (область низших тонов собственных колебаний частей прибора) отклонение от заданного спектра не превышает 3 dB (1,5 раза). В области высоких частот отклонение от заданного спектра не превышает 6 dB (в 2 раза). Похожие характеристики точности были получены и на установке ударного маятника (рисунок 6).

Полученные результаты позволяют сделать следующие выводы:



**рисунок 6.** Ударные спектры ускорений отклика, полученные с помощью ударного маятника

1. Конструкция ударного стенда и способ создания ударного импульса оказывают существенное влияние на форму ударного спектра отклика.

2. Одним из наиболее важных параметров ударного стенда является скорость ударяющего тела. Увеличение этого параметра вызывает смещение ударного спектра в область более высоких частот при одновременном «проседании» спектра в области низких и средних частот.

3. Для проведения автономных испытаний объектов оборудования КА наиболее оптимальной является ударная установка маятникового типа, способная создать скорость 0,3...10 м/с ударяющего тела массой 3...5 кг.

#### список литературы

Ефанов В.В., Бирюков А.С., Деменко О.Г. К вопросу снижения динамических нагрузок при срабатывании устройств разделения перспективных орбитальных астрофизических обсерваторий // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2013. № 3. С. 21-26.

*Карпушин В.Б.* Вибрации и удары в радиоаппаратуре. М.: Советское радио, 1971. 344 с.

Котомин А.А., Ефанов В.В., Душенок С.А., Тимофеев В.Н. Проблема снижения динамического воздействия на космические аппараты при срабатывании взрывных систем разделения // Фундаментальные и прикладные проблемы космонавтики. 2001. № 4. С. 34-40.

*Efanov V.V., Biryukov A.S., Demenko O.G.* On the Reduction of Dynamic Loads during Actuation of Separation Devices of Advanced Orbital Astrophysical Observatories // Solar System Research. 2014. Vol. 48, № 7. P. 475-479.

Статья поступила в редакцию 06.10.2014 г.

# ПРЕДЛОЖЕНИЯ ПО ПОСТРОЕНИЮ КОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМ ИЗ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ И ТРАНСПОРТНОГО ЭНЕРГЕТИЧЕСКОГО МОДУЛЯ С ЯДЕРНОЙ ЭНЕРГЕТИЧЕСКОЙ УСТАНОВКОЙ

**А.А.** Барабанов<sup>1</sup>, A.A. Barabanov

Б.П. Папченко<sup>2</sup>, barabanov@laspace.ru; b.p.papchenko@gmail.com; **B.P. Papchenko** 

# **PROPOSALS ON CREATION OF SPACE SYSTEMS OF SMALL SPACECRAFT** AND THE TRANSPORT ENERGY **MODULE WITH NUCLEAR ENERGY** INSTALLATION

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

С.Г. Ребров<sup>3</sup>, доктор технических наук, rebrov sergey@mail.ru; S.G. Rebrov

**А.В.** Семенкин<sup>3</sup>, кандидат технических наук, rebrov sergey@mail.ru; A.V. Semenkin

**В.К.** Сысоев<sup>1</sup>,

доктор технических наук, sysoev@laspace.ru; V.K. Sysoev

В статье рассматривается концепция связанных спутниковых систем для различных научных и прикладных задач на основе малых космических аппаратов и транспортного энергетического модуля с ядерной энергетической установкой. Связанность данной системы осуществляется с помощью лазерного излучения с транспортного энергетического модуля, обеспечивающего дистанционное энергопитание малых спутников, а также скоростную передачу информации и высокоточное измерение межспутниковых расстояний. Рассмотрены варианты использования такой связанной системы для ряда практических задач.

Ключевые слова: ядерный модуль; лазер; малые космические аппараты.

### введение

В космической технике наметились два характерных направления, сочетание которых дает возможность получить принципиально новые возможности КА.

Во-первых, это создание групп взаимосвязанных космических аппаратов (КА), получивших наименование формаций, или кластеров – одно из перспективных направлений развития космической техники. Работы по этой тематике активно ведутся в США,

**С.В.** Янчур<sup>3</sup>, аспирант, rebrov sergey@mail.ru; S.V. Yanchur

The article covers the concept of invterconnected satellite systems for various scientific and applied applications on the basis of small spacecraft and transport energy module with nuclear energy installation. Connectedness of the system is provided by laser radiation from the transport energy module providing a distant power supply of small satellites, and also – high-speed information transfer and high-precision measurements of inter-satellite distances. Alternatives of such the coupled system are considered for a number of practical problems.

*Key words: nuclear module;* laser; small spacecraft.

а также являются одним из приоритетных направлений разработок в КНР.

Во-вторых, наблюдается возрождение космической ядерной энергетики – для решения амбициозных энергоемких задач как на околоземной орбите, так и в дальнем космосе требуются мощные энергодвигательные системы, основу которых составят ядерные энергетические установки.

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

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

<sup>&</sup>lt;sup>2</sup> ФГБОУ ВПО «Санкт-Петербургский национальный исследовательский университет ИТМО», Россия, г. Санкт-Петербург.

Federal State Government-financed Educational Institution of Higher Professional Education «Saint Petersburg National Research University of Information Technologies, Mechanics and Optics», Russia, Moscow.

<sup>&</sup>lt;sup>3</sup> ГНЦ ФГУП «Исследовательский центр М.В. Келдыша», Россия, г. Москва.

SSC FSUE Keldysh Research Centre, Russia, Moscow.
Разработки в этом направлении осуществляют ведущие космические державы – США, Западная Европа, Россия. Рассматриваемые проекты охватывают диапазон электрической мощности на борту КА от сотен киловатт до нескольких мегаватт.

В июне 2010 года вышло распоряжение президента России в поддержку проекта космического транспортно-энергетического модуля (ТЭМ) на основе ядерной энергетической установки (ЯЭУ) мегаваттного класса (*Коротеев А.С.*, 2011).

Разрабатываемый модуль ТЭМ-ЯЭУ со своими уникальными характеристиками позволяет планировать многоуровневое и широкомасштабное использование в космических исследованиях.

Задача данной статьи – рассмотреть возможность использования ТЭМ для организации связанных космических систем «ТЭМ – лазерный канал передачи информации и энергии (ЛИИКПЭ) – малый космический аппарат (МКА)», рисунок 1.



рисунок 1. Система модуль (ТЭМ) – ЛИИКПЭ – МКА

Прежде чем рассмотреть возможное применение дистанционного энергоснабжения МКА с блока ТЭМ, рассмотрим тенденции развития МКА и фрагментарных спутниковых систем.

## 1. Построение космических фрагментарных спутниковых систем

Важнейшей тенденцией в области развития современной космической техники является миниатюризация всех ее компонентов и систем (Овчинников М.Ю., 2007; Xiang W. et al., 2005; Бондаренко В.А. и др., 2013).

Одним из перспективных направлений является построение распределенной системы малых космических аппаратов (МКА), выполняющей функции одного крупного КА. Такие МКА могут быть элементами глобальных адаптивных высокотехнологичных космических сетей различного назначения (связи и передачи данных, навигации, распределенных антенных сетей и т.д.).

Американское агентство DARPA проводит разработку новой космической концепции модульных спутников, работающих на орбите, заключающуюся в создании кластера малых космических аппаратов, объединенных между собой при помощи беспроводных каналов передачи энергии и информационных потоков. Такая концепция предполагает создание спутникового модуля, в котором один узел отвечает за координацию, второй – за сбор данных, третий – за управление и обработку информации, четвертый – за навигацию, пятый – за балансировку и обслуживание всей системы. По мнению специалистов, подобная система будет заметно дешевле, при том, что ее эффективность повысится.

Первым шагом на пути реализации системы должно быть создание формации из двух КА. Примером такой формации является комплекс из двух аппаратов «Proba-3» (*PRISMA*). «Proba-3» станет первой космической миссией, в которой два КА будут лететь как единое целое, спутники будут синхронно двигаться с субмиллиметровой точностью.

Принципиальной особенностью группового полета является автономная навигация отдельного аппарата в составе группы и управление их взаимным относительным положением в группе.

Достоинством формации является возможность одновременного проведения наблюдений, измерений, других экспериментов в различных точках пространства при заданном и контролируемом взаимном положении спутников, на которых установлена необходимая для решения таких задач полезная нагрузка, или в одной точке пространства – но при наблюдении ее с разных сторон. Другая возможность, которую обеспечивает формация, связана с массовым использованием малогабаритных спутников в составе кластера.

Создание модуля ТЭМ позволяет разработать проекты распределенных спутниковых систем нового типа. В таких проектах предполагается создание трехсвязных компонент: модуль тэм, ЛИИКПЭ, установленный на модуле ТЭМ, и МКА.

## 2. Связанные системы для исследования космического пространства на основе МКА и модуля ТЭМ

Предложение по использованию лазерного информационно-измерительного канала передачи энергии для построения управляемой связанной космической структуры «модуль ТЭМ – от одного до нескольких МКА» предполагает построение сложных связанных

#### ПРЕДЛОЖЕНИЯ ПО ПОСТРОЕНИЮ КОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМ ИЗ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ И ТРАНСПОРТНОГО ЭНЕРГЕТИЧЕСКОГО МОДУЛЯ С ЯДЕРНОЙ ЭНЕРГЕТИЧЕСКОЙ УСТАНОВКОЙ

космических спутниковых систем для научных и практических применений.

Предварительная классификация таких сложных связанных космических структур показана на рисунке 2. Рассмотрим некоторые из этих систем.





Первую группу таких спутниковых структур можно определить как научно-исследовательский комплекс. В качестве примера, возможного применения предложенной технологии, приведем астрономический комплекс из двух автономных космических модулей: модуля-зеркала и модуля-фокальные приборы, находящихся на расстоянии 50–100 м (фокальное расстояние, которое требуется поддерживать с точностью до 1 мм) в виде отдельного спутникового модуля или в виде модуля на борту ТЭМ.

С помощью системы ЛИИКПЭ возможно организовать энергопитание этих модулей посредством лазерного излучения, в зависимости от орбитальной конфигурации от 50 до 1000 м. Передачу мощности около 10 кВт можно осуществлять на фотопреобразователи, располагаемые на модулях. Кроме решения вопроса обеспечения энергопитания, можно организовать контроль расстояний и угловых отклонений данных модулей с помощью использования, например, угловых отражателей. Для этого используется один из лазерных излучателей системы ЛИИКПЭ на борту модуля ТЭМ.

И наконец, при наличии систем ЛИИКПЭ можно передавать большие объемы научной информации с модуля фокального прибора на борт ТЭМ, где накапливается, обрабатывается и передается в последующем на Землю.

В этой группе можно рассмотреть ряд экспериментов с малыми спутниками МКА («Карат»), идеология проведения которых рассматривалась в НПО им. С.А. Лавочкина и рядом Институтов РАН (Полищук Г.М. и др., 2009). Предлагается построить солнечный коронограф на базе МКА «Карат». Для уверенной работы такой системы возможно применение лазерного информационно-измерительного канала передачи энергии. Для осуществления коронографии можно использовать как систему из двух МКА, где модуль ТЭМ с системой ЛИИКПЭ используется для энергопитания, для измерения и управления, так и один аппарат МКА с приемной частью, расположенной на модуле ТЭМ.

Институт Астрономии разрабатывает космический интерферометр «Озарис». Прибор планируется разместить на одном из аппаратов МКА «Карат», возможно размещение на двух МКА. Схема с использованием модуля ТЭМ с лазерной системой позволит также производить энергопитание данных аппаратов и информационно-измерительное обслуживание данной системы.

Третьим примером возможности использования лазерной системы с модуля ТЭМ может служить построение векторных измерений для исследования магнитосферы Земли на основе создания конфигурации малых спутников, измеряющих параметры ионосферы и динамики их изменения.

Предполагается, что формация будет состоять из одного большого материнского спутника (модуля ТЭМ) и нескольких малых спутников, движущихся по высокоэллиптической орбите. Например, три из четырех малых спутников движутся на расстоянии от 5 до 5000 км от модуля ТЭМ, четвертый спутник остается около модуля ТЭМ на расстоянии от 5 до 100 км. С помощью этой миссии планируется получать как макро-, так и микроинформацию о возмущении плазмы в одно и то же время.

Особенность данной схемы – энергетическое и информационное обслуживание одновременно четырех малых спутников происходит с модуля ТЭМ.

Вторая группа спутниковых формаций – это использование связанной системы малых космических спутников и модуля ТЭМ для дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) в оптическом и радиодиапазоне.

Размеры оптической системы для высокого пространственного разрешения с приемлемым фотоприемным модулем, отношение сигнал-шум и полоса захвата требуют очень больших апертур. Поэтому предполагается решить эту проблему за счет создания системы из отдельных спутников.

Группы из малых спутников с оптическими системами предоставляют следующие возможности: быстрый повторный просмотр – улучшение временного разрешения; совместный одновременный просмотр с нескольких спутников – совмещение данных.

Развитие такой концепции в виде нескольких МКА «Карат» с оптическими системами и с лазерным энергоснабжением от модуля ТЭМ, а также с высо-

коскоростным информационным каналом передачи позволит начать работы по проектированию распределенных оптических систем ДЗЗ.

Расширение круга задач, решаемых с помощью космических радиолокаторов с синтезированной апертурой (PCA), влечет за собой предъявление к ним более высоких требований, усложнение аппаратуры и систем обработки.

Один из вариантов космических радиолокаторов предполагает использование геостационарного аппарата для «подсвета» заданного района и использование группировки малых (неизлучающих) аппаратов на орбитах Н ~1000 км, осуществляющих последовательный съем информации с этого района. Параметры геостационарного аппарата и состав его аппаратуры близки к существующим ТВ-ретрансляторам, а требуемая мощность излучения, согласно расчетам, должна быть порядка десятков–сотен кВт.

Таким вариантом может стать система, показанная на рисунке 3, где в качестве излучателя использован модуль ТЭМ, а также система МКА с радиоприемными системами.



**рисунок 3.** Схема применения системы «модуль ТЭМ – ЛИИКПЭ – МКА приемник» для дистанционного зондирования Земли (интерференционная радиолокация)

Аппаратура приемных аппаратов мало отличается от аппаратуры существующих космических PCA – но, конечно, отсутствие излучающих устройств сильно её упрощает. Важным моментом для данного варианта является необходимость согласования азимутального угла «подсвета» акватории с наклоном орбиты приемного аппарата для заданного широтного расположения акватории.

При осуществлении такой технологии, где предусматривается неизлучающий малый КА при «подсвете» поверхности с модуля ТЭМ, требуется достижимая, но весьма солидная (более 500 кВт) средняя мощность излучения. Уменьшение этой мощности путем увеличения размеров передающей антенны возможно, но потребует синхронизации направления луча антенны с положением приемного аппарата, т.е создания передающей антенны по технологии АФАР.

Система «модуль ТЭМ – радар – лазерная система – МКА приемник» позволит организовать энергоснабжение малых спутников и организовать информационную систему управления такой сложной конфигурацией.

Следующая группа возможного применения системы «модуль ТЭМ – комплекс из МКА» – для систем связи.

Применение системы формаций МКА для космической связи увеличивает скорость, объем передачи информации, а также увеличивает покрытия районов связи.

Построение таких систем приводит к необходимости введения энергоспутника (модуль ТЭМ) как для энергопитания малых (а возможно микро-, и наноспутников), так и для управления флотилией спутников как системой связи, включая вариант использования модуля ТЭМ в организации высокоскоростной лазерной связи.

Еще одно направление в этой программе – применение лазерного излучения для энергоснабжения малых спутников, предназначенных для материаловедческих программ (рисунок 4).



**рисунок 4.** Схема энергоснабжения МКА для технологии выращивания материалов в космосе

Данная технология имеет две особенности, которые определяют проектный облик КА для этой технологии: большая энергоемкость, обусловленная энергетикой выращивания материалов (печи кристаллизации), сложные энергоемкие системы терморегулирования для минимизации температурных градиентов (это мощности, как правило, в диапазоне 1–100 кВт); вторая проблема – необходимость минимизации микроускорений, негативно влияющих на качество выражаемого материала.

#### ПРЕДЛОЖЕНИЯ ПО ПОСТРОЕНИЮ КОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМ ИЗ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ И ТРАНСПОРТНОГО ЭНЕРГЕТИЧЕСКОГО МОДУЛЯ С ЯДЕРНОЙ ЭНЕРГЕТИЧЕСКОЙ УСТАНОВКОЙ

Для МКА большая энергетика требует увеличения площади и размеров солнечных батарей, колебание которых приводит к значительным возмущениям, вызывающим недопустимые микроускорения.

Поэтому для успешной реализации применения малых аппаратов в технологии выращивания высокоточных материалов в космосе необходимо следовать алгоритму: установить лазерную приемную систему; создать компоновку аппарата с минимальным микровозмущением; использовать лазерную станцию с модуля ТЭМ для энергоснабжения технологического малого космического аппарата; использовать разработанную в НПО им. С.А. Лавочкина надувную систему для спуска на Землю полученных материалов.

Важным направлением является производство полупроводниковых материалов, которое выгодно выносить за пределы Земли. На орбите для этого почти идеальные условия по вакууму и условиям охлаждения – такая вакуумная космическая лаборатория не имеет стен, а именно они являются основным источником вредных примесей. С использованием «экранной» технологии возможно создание вакуума на уровне 10<sup>-16</sup> тор, а выращенный в таких условиях полупроводник будет на порядки чище, чем полученный в земных условиях.

Данную технологию можно реализовать в связке «модуль ТЭМ – ЛИИКПЭ – космический экран на МКА».

И, наконец, последнее направление – энергетика. Предлагается система для энергопитания наземных пунктов (Сысоев В.К. и др., 2013; Ванке В.А. и др., 1990). Суть данной системы состоит в следующем. Лазерное излучение с модуля ТЭМ направляется на малый спутник с управляемым зеркалом, которое переотражает лазерное излучение в нужную площадь на земной поверхности. При этом можно реализовать энергоснабжение на уровне нескольких сотен киловатт.

С учетом больших массо-габаритных размеров модуля ТЭМ дистанционное энергоснабжение наземных объектов оптимально осуществить с помощью линии «модуль ТЭМ – зеркальная система на МКА» по схеме рисунка 5.

В такой схеме направление лазерного излучения обеспечивается зеркальной системой малого космического аппарата. Конечно, расстояние модуль ТЭМ-МКА должно быть не более определенного расстояния, чтобы размеры зеркальной системы были разумными для изготовления и управления.

Перспектива практической реализации дистанционного энергоснабжения космических объектов посредством дистанционной передачи энергии (ДПЭ) во многом зависит от использования новейших технологий оптоэлектронной техники. Концепция централизованного энергоснабжения в космосе на базе



**рисунок 5.** Схема применения системы «модуль ТЭМ – ЛИИКПЭ – МКА» для наземной энергетики

ДПЭ отличается от информационных задач и, следовательно, предъявляет более жесткие требования к параметрам как отдельных подсистем, так и системы в целом, особенно в области высокоточного наведения.

Экспериментальные работы по дистанционной передаче энергии с помощью лазерного излучения осуществлены на уровне 1–5 кВт. В США фирма «LazerMove» выпускает установки для зарядки лазерным излучением беспилотных летательных аппаратов на расстоянии более 1 км.

Целесообразность использования систем ЛИИКПЭ в составе различных космических комплексов будет определяться, в первую очередь, значениями таких характеристик, как полный КПД тракта ЛИИКПЭ, угол расходимости пучка излучения, точность наведения на приемник, удельная масса и габариты оборудования, ресурс, а также совместимостью с другими системами КА.

Особо отметим, что обеспечение малой расходимости на большие расстояния является сложной задачей и имеет физическое ограничение – дифракционный предел, поэтому при тех параметрах зеркальной системы, которые можно реализовывать на сегодняшний день, размер пучка вряд ли будет превышать 5 метров. Это в итоге будет создавать фокальное пятно на расстояниях 10000 км размерами более 10 метров. А при размерах МКА в диаметре ~3 метра будет приводить к двум решениям:

- создавать большеразмерные тонкопленочные трансформируемые конструкции фотоприемников, что позволит увеличить эффективность приема лазерной энергии, но значительно усложнит как конструкцию МКА, так и его управление;
- не менять конструкцию МКА, но при этом эффективность приема лазерной энергии значительно уменьшается (геометрический фактор).

Конечно, выбор варианта будет определяться на стадии построения конкретной космической экспедиции.

## 3. Лазерный информационноизмерительный канал передачи энергии

Схема ЛИИКПЭ состоит из трех главных элементов:

- лазерный излучатель, позволяющий генерировать высокие мощности с высокой эффективностью;
- оптическая система, формирующая узкий лазерный пучок, производящая высокоточное наведение и стабилизацию;
- высокоэффективные фотопреобразователи, преобразующие как солнечное, так и лазерное излучение в электроэнергию.

Эффективность данной системы будет определяться двумя факторами:

- эффективностью каждого элемента системы (источник питания, лазеры, блок управления, фотопреобразователи и т.д.);
- эффективностью передачи (функциональная эффективность – зависимость от точности наведения, точность стабилизации лазерного луча и т.д.).

При этом эффективность должна сохраняться при высоких уровнях мощности (плотность мощности излучения), что позволит масштабировать систему.

Необходимо учесть важность идеологии построения лазерного передатчика для дистанционной передачи энергии за счет создания передатчика из отдельных лазерных излучателей, работа которых обеспечивается отдельной системой питания. Это позволяет решить две задачи:

- повысить надежность системы. Выход из строя одного из излучателей не скажется существенно на уровне передаваемой мощности в целом;
- уменьшить удельную тепловую нагрузку на систему терморегулирования. Это позволит наращивать мощности лазерного канала передачи энергии за счет ввода в систему дополнительных волоконных лазеров.

Выбор типа лазера и будет определять технические возможности системы в целом. Среди всего разнообразия лазерных источников для реализации проекта лазерного канала дистанционной передачи энергии производился выбор по двум уровням:

первый уровень: теоретическая эффективность  $\rightarrow$  техническая эффективность  $\rightarrow$  максимальная реализуемая мощность  $\rightarrow$  стабильность получения необходимой мощности;

второй уровень: длительность работы  $\rightarrow$  простая система охлаждения  $\rightarrow$  низковольтные блоки питания  $\rightarrow$  высокое качество оптического пучка.

Проведенный анализ показывает, что оптимальным решением является использование решеток лазерных диодов и волоконные лазеры, работающие в области 0,808 мкм и 1,07 мкм.

Лазерные диоды обладают самым высоким КПД из всех существующих лазерных систем, имеются сообщения о достижении их эффективности порядка 80%. Однако сложные профили пучков этих лазеров усложняют оптические системы, что не позволяет получать оптические пучки с очень малой расходимостью, необходимые для передачи лазерного излучения. Для этих целей лучше подходят волоконные лазеры, имеющие меньший КПД (до 50%), но позволяющие получать одномодовые пучки с очень малой расходимостью.

Фотоэлектрические модули должны обеспечивать высокий КПД преобразования, что может быть обеспечено, в свою очередь, использованием многопереходных (каскадных) гетероструктурных фотоэлектрических преобразователей из полупроводниковых соединений группы А<sup>3</sup>В<sup>5</sup>. Лучшие результаты фотоэлектрического преобразования лазерного излучения составляют величину до 50% (*Takeda K. et al.*, 2003).

Для успешной реализации передачи лазерного излучения лазерных диодов необходимо создать оптическую систему, формирующую малорасходящийся пучок; система должна эффективно собирать многие лазерные пучки в единый малорасходящийся пучок и обеспечивать наведение лазерного луча на спутникпотребитель.

При проектировании лазерных источников для передачи энергии на большие расстояния необходимо также решать проблему создания лазерных пучков с очень низкой расходимостью (менее 1 угл. сек). Эта задача решается созданием высококачественной оптики и систем фазовой синхронизации лазерных источников (*Высоцкий Д.В. и др.*, 2010).

Эффективность канала дистанционной передачи лазерной энергии может составлять 0,1–0,3, что делает его приемлемым для практического использования.

Одна из основных задач систем ЛИИКПЭ – это создание системы высокоточного наведения лазерного пучка на фотопреобразователи и поддержания этого наведения. Удерживание лазерного пятна на фотопреобразовательной площадке в течение длительного времени решается за счет создания зеркальной системы наведения на лазерные оптические маяки, размещенные на фотопреобразовательной панели, и возможное использование нелинейных оптических систем на основе обращения волнового фронта (ОВФ) (*Сысоев В.К.*, 2007).

#### ПРЕДЛОЖЕНИЯ ПО ПОСТРОЕНИЮ КОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМ ИЗ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ И ТРАНСПОРТНОГО ЭНЕРГЕТИЧЕСКОГО МОДУЛЯ С ЯДЕРНОЙ ЭНЕРГЕТИЧЕСКОЙ УСТАНОВКОЙ

Большое расстояние и узкий лазерный пучок требуют высокой точности наведения и стабилизации в течение нескольких часов поддержки.

Для решения проблемы высокоточного наведения и стабилизации лазерного луча предлагается комплексный подход, состоящий из четырехуровневой системы (рисунок 6):



**рисунок 6.** Схема наведения лазерного канала передачи энергии с использованием обратной связи

I уровень – «грубое» наведение зеркальной системы лазерного канала передачи энергии при помощи радиосистем и спутниковой системы ГЛОНАСС;

II уровень – наведение при помощи оптикоэлектронной системы и лазерных диодных маяков, размещенных на фотопреобразующей платформе;

III уровень – наведение по движению лазерного пятна по фотопреобразующей платформе;

IV уровень – наведение с помощью адаптивных нелинейных оптических средств.

Точность наведения системы должна удовлетворять всем необходимым требованиям.

При этом необходимо:

- создание высокотехнологичной системы наведения лазерного пучка (Dj£1 угл. сек, L<sup>3</sup>10<sup>6</sup> м);
- создание высокоэффективной системы терморегулирования блоков накачки лазерных генераторов (Р<sub>утилизации</sub>=100–300 кВт, Т=80°С).

## заключение

Предлагаемые решения и способы совместного использования энергетического модуля ТЭМ и малых космических аппаратов создают основу для нового класса космических систем.

## список литературы

Бондаренко В.А., Устинов С.Н., Немыкин С.А., Финченко В.С. Система обеспечения теплового режима малых космических аппаратов // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2013. № 3. С. 37-42.

Ванке В.А., Лесков Л.В., Лукьянов А.В. Космические энергосистемы. М.: Машиностроение, 1990. 144 с.

Высоцкий Д.В., Елкин Н.Н., Напартович А.П. Фазовая синхронизация излучения в ансамбле волоконных лазеров с глобальной связью // Квантовая Электроника. 2010. Т. 40, № 10. С. 861-867.

Коротеев А.С. Новый этап развития ракетнокосмической техники // Труды МФТИ. 2011. Т. 3, № 4. С. 40-44.

*Овчинников М.Ю.* Малые мира сего // Компьютерра. 2007. № 15 (683). С. 37-41. URL: http://www.keldysh. ru/events/ovch.pdf (дата обращения: 13.05.2014).

Полищук Г.М., Солодовников С.Н. Научный потенциал ОКБ НПО им. С.А. Лавочкина // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2009. № 1. С. 5-8.

Сысоев В.К. Анализ архитектуры лазерного информационно- измерительного канала дистанционной передачи энергии в космосе // Электронный журнал «Исследовано в России». 2007. Т. 10. С. 799-807. URL: http://zhurnal.ape.relarn.ru/articles/2007/076.pdf (дата обращения: 27.05.2014).

Сысоев В.К., Пичхадзе К.М., Грешилов П.А., Верлан А.А. Солнечные космические электростанции – пути реализации. М.: Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2013. 160 с.

*PRISMA*. Сайт Princeton Satellite Systems. URL: http://www.psatellite.com/prisma/ (дата обращения: 13.05.2014).

*Takeda K., Tanaka M., Miura S., Hashimoto K. et al.* Laser power crater in the lunar polar region. Proc. SPIE, 2003. V. 4800. P. 411-419.

*Xiang W., Jorgensen J.L.* Formation Flying: a Subject Being Fast Unfolding in Space // Digest of the 5th IAA Symposium on Small Satellites for Earth Observation, Berlin, April 4-8, 2005, Paper IAA-B5-0309P. P. 85-89.

Статья поступила в редакцию 05.05.2014 г.

## ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ НАДЕЖНОСТИ МОДИФИКАЦИЙ КА НА ПРОГРАММУ РАЗВИТИЯ КОСМИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ

## STUDY OF SC MODIFICATIONS RELIABILITY IMPACT ON SPACE SYSTEM DEVELOPMENT PROGRAM



**Ю.А. Матвеев**<sup>1</sup>, профессор, доктор технических наук, matveev@laspace.ru; **Yu.A. Matveev** 



В.А. Ламзин<sup>1</sup>, доцент, кандидат технических наук, 8465836@mail.ru; V.A. Lamzin



**В.В. Ламзин**<sup>1</sup>, доктор технических наук, 8465836@mail.ru; **V.V. Lamzin** 

Рассматриваются особенности задачи комплексной оптимизации параметров и программы развития (модернизации) космической системы дистанционного зондирования Земли в планируемый период. Приводится алгоритм решения такой задачи. Исследовано влияние требований по срокам активного существования модификаций космического аппарата и продолжительности планируемого периода на технико-экономические характеристики реализации проекта системы.

Ключевые слова: дистанционное зондирование Земли; модернизация космической системы; модификация космического аппарата; целевая аппаратура; технико-экономическая модель; показатели эффективности.

## введение

Рассматривается задача комплексной оптимизации параметров космической системы (КС) дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) и программы развития (модернизации) системы в планируемый период. КС ДЗЗ включает две основные подсистемы: космическую (КА ДЗЗ и их модификации) и наThe article covers special features of a complex optimization task for parameters and development program (modernization) of the Earth remote sensing space system within the planned period. Such the task solution algorithm is given. Impact of requirements for active lifetime for SC modifications and duration of the planned period for technical and economic performances of the project implementation are studied.

Key words: the Earth remote sensing; space system's modernization; spacecraft modification; payload; technical and economic model; efficiency performance.

земную (РКК, НКУ и НКПОР). Полагается, что при модернизации КС ДЗЗ наряду с базовым объектом вводятся в действие модификации КА. Программа модернизации в таком случае определяет количество модификаций КА, которые вводятся в эксплуатацию в планируемый период, основные параметры и сроки

<sup>&</sup>lt;sup>1</sup> ФГБОУ ВПО «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)», Россия, г. Москва.

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

## ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ НАДЕЖНОСТИ МОДИФИКАЦИЙ КА На программу развития космической системы

введения в строй модификаций КА. Реализация программы развития КС ДЗЗ позволяет планово решать вопросы повышения эффективности функционирования системы.

В статье обсуждаются особенности задачи комплексной оптимизации параметров КС ДЗЗ и программы развития последней в планируемый период, приводится методика решения такой задачи, которая включает поэтапное решение двух главных – оптимизации параметров КА (и модификации КА) в составе КС ДЗЗ и оптимизации программы развития системы. Подробно исследованы вопросы построения рациональной программы развития системы, проведена сравнительная оценка влияния числа и сроков введения модификаций КА на суммарные затраты на программу модернизации системы, а также оценка влияния срока активного существования.

## 1. Постановка задачи

На технико-экономические характеристики КС Д33 (информационную производительность, затраты на реализацию проекта и другие) влияют состав и параметры подсистем, а также особенности программ развития (модернизации) КА в составе системы (число и сроки выведения модификаций базового аппарата, планируемый период реализации проекта, время активного существования аппарата и др.) (Ефанов В.В., Семункина В.И., Шостак С.В., 2009; Darnopykh V.V., Efanov V.V., Zanin K.A., Malyshev V.V и др., 2010).

В статье проводится сравнительный анализ программ развития КА в составе оптико-электронной космической системы ДЗЗ в планируемый период, исследуется влияние требований по срокам активного существования модификаций КА и продолжительности планируемого периода.

На рисунке 1 приведена укрупненная структура КС ДЗЗ (*Матвеев Ю.А., Ламзин В.В.*, 2009; *Ламзин В.В.*, 2009). Каждый аппарат, входящий в космический сегмент системы, рассматривается как объект, включающий две подсистемы: модуль целевой аппаратуры (МЦА) и унифицированную космическую платформу (УКП).

МЦА содержит целевую съемочную систему (ЦСС), которая включает панхроматическую (ПСС) и



рисунок 1. Укрупненная структура КС ДЗЗ

широкозахватную многозональную систему (ШМС). Характеристики базового КА известны.

Проведение модернизации КС ДЗЗ в планируемый период обусловлено необходимостью решать новые целевые задачи (*Ламзин В.В.*, 2009):

- контроль чрезвычайных ситуаций и экологический мониторинг;
- геология, землеустройство и гидрология;
- уменьшение втрое периодичности зондирования объектов (районов) в спектральных диапазонах 0,54–0,59, 0,63–0,68 и 0,79–0,86 мкм;
- увеличение впятеро информационной производительности системы;
- проведение съёмки в панхроматическом (П) и многозональном (М) диапазонах с улучшенным разрешением.

Предварительный анализ показал, что для решения новых задач потребуется вывести дополнительные КА ДЗЗ – модификации базового аппарата. Целевая съемочная система модификаций КА, кроме широкозахватной многозональной системы, установленной на базовом аппарате, должна включать ПСС с более высоким разрешением и многозональную систему (MCC). Состав и основные характеристики ЦСС модификаций КА приведены в таблице 1.

Требования к модификациям КА ДЗЗ по условиям функционирования и обобщенным характеристикам (тип и параметры орбиты – высота  $H_{\rm KA}$  и наклонение  $i_{\rm KA}$ , широта наблюдения  $\varphi$ , масса КА  $M_{\rm KA}$  и др.) опре-

таблица 1 – Состав и основные характеристик	и ЦСС модификаций КА
---------------------------------------------	----------------------

наименование ЦСС	количество спектральных зон $N_{\rm кан}$	спектральный диапазон Δλ, мкм	разрешение (проекция элемента в надир) <i>R</i> , м	полоса захвата $\Delta L$ , км
ПСС	1	0,52–0,85	0,79 (П)	18,5
МСС	3	0,45–0,59 0,63–0,68 0,79–0,90	3,1 (M)	18,5
ШМС	3	0,54–0,59 0,63–0,68 0,79–0,86	25 (M)	≥200

деляются по результатам проектно-баллистического анализа характеристик космического (орбитального) сегмента П<sub>кс</sub>.

Для широт наблюдения  $\varphi = \pm 41,2$  градуса выбран вариант солнечносинхронной орбиты (ССО) высотой 561 км и наклонением 97,586 градусов. Требование по массе  $M_{\rm KA} - \leq 990$  кг и надежности КА: вероятность безотказной работы  $P_{\rm KA} - \geq 0,9$  в течение  $T_{\rm CAC}$ . Выведение КА – попутное или с использованием РН легкого класса.

Тогда справедлива постановка задачи оптимизации программы модернизации КС ДЗЗ: при заданных целевой нагрузке и параметрах базовой системы определить параметры её модернизации (количество и сроки модернизации, характеристики заменяемых подсистем (модификаций КА) космического сегмента) такими, чтобы суммарные приведенные затраты на реализацию программы развития системы в планируемый период были минимальными.

Формально математическая постановка задачи оптимизации программы модернизации КС ДЗЗ представляется в виде

$$C_{\Sigma_{\mathrm{KC}}}^{\mathrm{M}}(\cdot) = C_{\Sigma}^{\mathrm{E}} \left( \Pi^{\mathrm{E}}(\cdot) \right) + \sum_{i=1}^{n} \left[ C_{\Sigma_{\mathrm{KA}\,i}}^{\mathrm{M}} \left( PR^{\mathrm{M}}(t), \beta_{\mathrm{M}i}(t_{\mathrm{np}}) \right) \right] \cdot \eta(\tau_{i}) + (1)$$

$$+ C_{\Sigma_{\mathrm{HC}}}(\cdot) \rightarrow \min_{PR^{\mathrm{M}}(t) \in G_{\mathrm{KC}}^{\mathrm{M}}(\cdot)};$$

$$W_{\mathrm{KC}}^{\mathrm{M}} \left( \Pi^{\mathrm{E}}(\cdot), PR^{\mathrm{M}}(t), \mathrm{II}(t) \right) \geq W_{\mathrm{KC}}^{\mathrm{M}^{3\mathrm{A}}};$$

$$T_{\mathrm{P,C}_{i}} \left( PR^{\mathrm{M}}(t) \right) \leq T_{\mathrm{P,C}_{i}}^{3\mathrm{A}};$$

$$T_{\mathrm{CAC}_{i}} \left( P_{\mathrm{KA}i}(\cdot) \right) \geq T_{\mathrm{CAC}_{i}}^{3\mathrm{A}};$$

$$P_{\mathrm{KA}_{i}}(\cdot) \geq P_{\mathrm{KA}i}^{3\mathrm{A}}; M_{\mathrm{KA}i}^{\mathrm{M}}(\cdot) \leq M_{\mathrm{KA}i}^{-3\mathrm{A}};$$

$$\mathrm{II}(t) = \mathrm{II}(t)^{3\mathrm{A}}; \Pi^{\mathrm{E}}(\cdot) = \Pi^{\mathrm{E}^{3\mathrm{A}}};$$

$$PR^{\mathrm{M}}(t) = \left( n, t_{i}, \Pi_{\mathrm{KA}i}^{\mathrm{M}}, T_{\mathrm{CAC}i} \left( P_{\mathrm{KA}i} \right) \right);$$

$$T^{\mathrm{M}} = T^{3\mathrm{A}},$$

где  $C_{\Sigma_{KC}}^{M}(\cdot)$  – приведенные суммарные затраты на создание и эксплуатацию базовой системы и на реализацию программы модернизации КС ДЗЗ в планируемый период *T*;

 $C_{\Sigma}^{6}(\Pi^{6}(\cdot))$  – затраты на разработку и создание базовой системы Д33;

 $\sum_{i=1}^{n} C_{\mathrm{KA}i}^{\mathrm{M}}(PR^{\mathrm{M}}(t), \beta(t_{\mathrm{np}})) \cdot \eta(\tau_{\mathrm{np}}) - \text{приведенные}$ 

затраты на разработку, создание модификаций КА ДЗЗ, которые вводятся в строй в моменты  $t_i$  (( $i = \overline{1, n}$ )) при модернизации (развитии) КС ДЗЗ;

*t*<sub>*i*</sub> – срок проведения *i*-й модернизации;

*n* – количество модернизаций в планируемый период;

 $C_{\Sigma_{Hc}}(\cdot)$  – суммарные приведенные затраты на эксплуатацию КС ДЗЗ в планируемый период с учетом реализации программы ввода в строй модификаций КА ДЗЗ;

 $\eta(\tau_i)$  – коэффициент приведения затрат на создание модификаций КА ДЗЗ;

*W*<sup>M</sup><sub>KC</sub>(·) – функция изменения эффективности КС
ДЗЗ при реализации программы модернизации в планируемый период;

 $T_{PC,i}(PR(t))$  – трудоемкость работ (длительность этапа создания) при проведении *i*-й модернизации системы (длительность этапа создания модификации КА ДЗЗ);

Ц(*t*) – целевая нагрузка на систему;

 $M^{\rm M}_{{\rm KA}i}(\cdot)$  – масса *i*-й модификации КА Д33;

 $\Pi^{\mathtt{b}}(\cdot)$  — параметры базовой КС ДЗЗ ( $\Pi^{\mathtt{b}}(\cdot) = (\Pi^{\mathtt{b}}_{\mathrm{KA}}, \Pi^{\mathtt{b}}_{\mathrm{HC}})$ );

*Т*<sup>м</sup> – период времени существования КС ДЗЗ
 при реализации программы модернизации;

*PR<sup>M</sup>(t)* – вектор, определяющий программу модернизации;

 $\Pi^{\rm M}_{\rm KA}(\cdot)$  – параметры *i*-й модификации КА Д33;

*T*<sub>CACi</sub>(*P*<sub>KAi</sub>) – срок активного существования *i*-й модификации КА Д33;

*P*<sub>КА*i*</sub> – надежность *i*-й модификации КА ДЗЗ.

Задача оптимизации программы модернизации КС ДЗЗ (1) сформулирована как детерминированная. В общем случае надо учесть, что при формировании соответствующих зависимостей используются опытные данные (статистика по прототипам) и задача должна быть записана как стохастическая. Из записи (1) видно, что в многокритериальной задаче оптимизации программы модернизации КС ДЗЗ используется метод ограничений. Такой подход дает возможность исследовать влияние динамики внешних связей (ограничения) на проектное решение. Программа модернизации системы (в данном случае создание модификаций КА ДЗЗ) определяется заданием следующих параметров: n – число модификаций в планируемый период, *t<sub>i</sub>* – сроки ввода в строй *i*-х модификаций,  $\Pi^{M}_{\kappa_{A_{i}}}(\cdot)$  – параметры *i*-й модификации КА Д33,  $T_{CACi}(P_{KAi})$  – срок активного существования і-й модификации КА ДЗЗ. Особенности определения программы модернизации учитывается при формировании методики решения задачи (1).

## 2. Методика оптимизации программы модернизации КС ДЗЗ

При поиске рационального решения задачи (1) используется параметрическая декомпозиция. Реализуется методика расчлененной оптимизации (метод обобщенного покоординатного спуска). Сначала определяется множество модификаций КА ДЗЗ для

#### ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ НАДЕЖНОСТИ МОДИФИКАЦИЙ КА На программу развития космической системы

реализации в планируемый период. Затем проводится поиск рациональных числа и сроков проведения модернизации, определения рациональных сроков активного существования. Укрупненная блоксхема алгоритма решения задачи (1) приведена на рисунке 2.





Срок активного существования модификации КА ДЗЗ зависит от уровня надежности аппарата. Величина надежности КА –  $P_{KA}=P_{MIA}$ · $P_{YKII}$ .

Как показано в (Ламзин В.В., Макаров Ю.Н., Матвеев Ю.А., 2010), эксплуатационная надежность КС Д33 при модернизации в планируемый период влияет на срок активного существования КА, на затраты, связанные с их разработкой и созданием.

Анализ опытных данных разработанных и перспективных КА ДЗЗ позволил установить связь надежности (вероятности безотказной работы (ВБР)) КА и срока активного его существования  $T_{CAC}$  (рисунок 3).



**рисунок 3.** Изменение ВБР от срока активного существования КА

Аппроксимирующая зависимость ВБР КА и срока активного его существования  $T_{CAC}$  (в часах) на *i*-1-м уровне управления разработкой представляется в виде (*Ламзин В.В., Макаров Ю.Н., Матвеев Ю.А.*, 2010)

$$P_{\rm KA} = 98,4 \cdot 10^{-2} \cdot e^{-2,021 \cdot 10^{-6} \cdot T_{\rm CAC}}$$
(2)

при 2,628·10<sup>4</sup>  $\leq T_{CAC} \leq 8,76 \cdot 10^4$ .

Зависимость (2) используется при поиске рациональной программы развития  $PR^{M}(t)$  (сроков активного существования модификации КА, если определен уровень надежности КА ДЗЗ). При оценке затрат на проект необходимо решить задачу нормирования уровня надежности МЦА  $P_{MLA}$  и УКП  $P_{YK\Pi}$ , при котором затраты на разработку и создание первого опытного образца аппарата минимальны. Решение такой задачи, а также вопрос построения проектных моделей для определения эффективности и затрат рассмотрены в (Золотов А.А., Титов М.И., 1988; Ламзин В.В., Макаров Ю.Н., Матвеев Ю.А., 2011).

## 3. Результаты исследований

Ниже приведены результаты численных исследований при решении задачи оптимизации программы модернизации КС ДЗЗ в планируемый период, а также оценки влияния характеристик модификаций КА на суммарные приведенные затраты, требуемые на реализацию программы развития.

Рассматриваются два альтернативных варианта реализации программы развития  $PR^{M}(t)$ . Первый вариант включает создание двух модификаций КА № 2 и № 3 (рисунок 4а). Второй вариант – одной модификации КА № 4 (рисунок 4б). Принятые обозначения: этапы разработки (Р.С. – разработка и создание (изготовление), В.Э. – выведение и эксплуатация, индекс \* – для изделий, кроме первого образца);  $\tau$  –длительность этапа; индекс Б – базовый КА, М – модификация КА;  $t_{\rm H}, t_{\rm K}$  – момент времени начала разработки КА (модификации КА) соответственно,  $T^{M}$  – период времени

P.C. P.C.\* BЭ. базовый КА B.Э.\* KA № 1 TEP.C. TE- $\tau_{B,\Im}^{B} = T_{CAC}^{B}$ τ<sup>Б</sup> В.Э.\* P.C. PC\* B.3\* В.Э 1-я модификация КА KA № 2 TPC THI P.C.\* τ<sup>M1</sup> BЭ\*  $\tau_{B,\Im}^{M_1} = T_{CAC}^{M_1}$ P.C. P.C.\* В.Э. B.3\* 2-я модификация КА KA Nº 3 TPC\* TP.C.  $\tau_{\rm BG}^{\rm M_2} = T_{\rm CAC}^{\rm M_2}$  $T^{M}$ T  $t_{\rm H} = t^{\rm E}$ tHM1 tH2 t<sub>K</sub>M a P.C. P.C.\* вэ **ВЭ**\* базовый КА KA Nº TB P.C. TBPC\*  $\tau_{B,\Im}^{B} = T_{CAC}^{B}$ τ<sup>Б</sup> В.Э.\* P.C. P.C.\*

существования КС ДЗЗ при реализации программы модернизации; *T* – планируемый период.



б

t M

В.Э.

 $T_{B.9.}^{M_1} = T_{CAC}^{M_1}$ 

TPC

TPC\*

 $T^{M}$ 

Τ

1-я модификация КА

KA № 4

 $t_{\mu} = t^{\mathrm{B}}$ 

B.Э.\*

τ<sup>M1</sup> B.Э.\*

**рисунок 4.** Варианты реализации программы развития КС ДЗЗ

Опыт показывает, что время разработки и создания КА зависит от целого ряда факторов: новизны разрабатываемой целевой аппаратуры и изделия в целом, объема проводимых испытаний и др.

При проведении исследований принимается, что периоды времени разработки и создания базового КА и его модификации КА № 2 равны и составляют  $\tau_{P.C.}^{M_1} = \tau_{P.C.}^{E} = 2,5$  года; для модификации КА № 3  $\tau_{P.C.}^{M_2} = 3$  года Время начала разработки для модификации КА № 2  $t_{H}^{M_1}$  составляет 2 года от момента времени  $t_{H}$ ; для модификации КА № 3  $t_{H}^{M_2} - 2$  года от момента времени  $t_{H}^{M_1}$ . Время начала разработки для

модификации КА № 4  $t_{\rm H}^{\rm M_1}$  составляет 2 года от момента времени  $t_{\rm H}$ , а  $\tau_{\rm P,C}^{\rm M_1}$ =5 лет.

Основные характеристики базового КА и его модификаций приведены в таблице 2.

таблица 2 – Основные характеристики КА

наименование параметра	базовый КА № 1	KA № 2	KA № 3	КА № 4
масса КА, кг	337,0	328,0	450,6	461,0
масса УКП, кг	261	261	261	261
масса МЦА, кг	76,0	67,0	189,6	200,0
состав ЦСС	ПСС (Б)/ ШМС	МСС	ПСС/ ШМС	КСС/ ШМС
энергопотребление КА, Вт - УКП - МЦА	345 150 195	410 150 260	438 150 288	485 150 335
ВБР КА ( <i>T</i> <sub>САС</sub> =5 лет) - УКП - МЦА	0,9023 0,9461 0,9537	0,9006 0,9461 0,9512	0,9001 0,9461 0,9506	0,9032 0,9461 0,9547

Основные технические характеристики ЦСС базового КА и его модификаций приведены в таблице 3 (съемочные системы: ПСС – панхроматическая (ПСС (Б) для базового КА), ШМС – широкозахватная, МСС – многозональная, КСС – комбинированная).

Для первого варианта реализации программы развития КС ДЗЗ, включающего создание модификаций КА  $\mathbb{N}_2$  и  $\mathbb{N}_2$  3, результаты оценки технико-экономических характеристик приведены на рисунке 5. Используются обозначения:  $N_{\text{кан}}$  – количество спектральных зон (каналов);  $\Delta L$  – наименьшее значение полосы захвата ЦСС; R – наилучшее разрешение (проекция элемента в надир) ЦСС;  $W_{\text{MЦA}}$  – максимальное значение электропотребления МЦА;  $M_{\text{MЦA}}$  – масса модуля МЦА;  $C_{\text{СмЦA}}^1$  – затраты на создание (изготовление) первого опытного образца МЦА;  $I_{\text{ПР КС}}$  – информационная производительность КС ДЗЗ.

Анализ показывает, что рациональный срок активного существования КА ДЗЗ составляет 7–8 лет. Если  $T_{CAC}$  меньше оптимального значения, то увеличивается количество КА в орбитальной группировке и растут суммарные приведенные затраты. Если  $T_{CAC}$ больше оптимального значения, то увеличиваются требования к надежности КА ДЗЗ, затраты на создание таких модификаций КА ДЗЗ значительно растут. Отклонения  $T_{CAC}$  от оптимального значения относительно мало влияет на суммарные приведенные затраты. Так, при снижении  $T_{CAC}$  до 5 лет суммарные затраты увеличиваются лишь на 12%.

Для второго варианта реализация программы развития КС ДЗЗ, когда вводится в строй только одна модификация КА, также существует оптимальный  $T_{\text{CAC}}$ , при котором значение  $C_{\Sigma_{\text{NC}}}^{\text{M}}$  минимально.

#### ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ НАДЕЖНОСТИ МОДИФИКАЦИЙ КА На программу развития космической системы

		ТИП	ЦСС	
наименование параметра	ПСС (Б)	MCC	ПСС	ШМС
наилучшее значение разрешения (проекция пикселя), м	2,1	3,1	0,79	25,0
полоса захвата, км	20,0	18,5	18,5	≥200
диаметр апертуры, м	0,3072	0,197	0,772	0,070
фокусное расстояние, м	2,89	1,673	6,563	0,278
спектральный диапазон, мкм	0,52–0,84	0,45–0,59 0,63–0,68 0,79–0,90	0,52–0,84	0,54–0,59 0,63–0,68 0,79–0,86
радиометрическое разрешение, бит/пиксель	256	4096	256	4096
энергопотребление, Вт	77,600	65,997	124,328	17,821
масса, кг	34,522	17,706	112,553	8,434
габаритные размеры (D×H), м	0,31×1,78	0,21×1,2	0,83×4,14	0,08×0,32

таблица 3 – 🤇	Основные технические	характеристики П	СС базового КА	и его молификаций
		Mapantephorman H	ee ousoboro rar	п ото тодификации

Расчеты показывают также, что при увеличении периода времени  $T^{M}$  на 5 лет (с 20 до 25 лет) суммарные приведенные затраты повышаются почти на 60%.

В таблице 4 приведены результаты оценки затрат на реализацию программы развития КС ДЗЗ и создания модификаций КА в период времени  $T^{M}=20$  лет и  $T^{M}=25$  лет при различных сроках активного существования модификаций КА.

Расчеты показывают, что на оптимальное значение  $T_{\rm CAC}$  мало влияет период времени  $T^{\rm M}$ .

При выборе рациональной программы развития КС ДЗЗ решается также компромиссная задача. Кроме оценки суммарных затрат, необходимо учитывать показатели функциональной эффективности, наличие ограничений на трудоемкость работ (см. постановку задачи (1)). В данном случае при оценке функциональной эффективности программы *W* используется вектор



**1** -  $N_{\text{kau}}$ ; **2** -  $\Delta L$ ; **3** - R; **4** -  $W_{\text{MIIA}}$ ; **5** -  $M_{\text{MIIA}}$ ; **6** -  $C_{\text{CMIIA}}^{-1}$ ; **7** -  $I_{\text{IIP KC}}$ .

**рисунок 5.** Изменение характеристик КА (модификаций КА) и КС ДЗЗ для первого варианта реализации программы развития

требо-	суммарные приведенные затраты $C^{\rm M}_{\Sigma_{\rm KC}}$ , ×10 <sup>4</sup> , млн. р.			
вания по <i>Т</i> <sub>САС</sub> ,	T <sup>M</sup> =2	20 лет	T <sup>M</sup> =2	5 лет
годы	вариант 1	вариант 2	вариант 1	вариант 2
1	6,925	5,564	11,555	9,303
2	4,0203	3,22	6,818	5,473
3	3,1754	2,517	5,249	4,231
4	2,7767	2,2431	4,528	3,59
5	2,7812	2,136	4,512	3,493
6	2,4893	1,9858	4,0811	3,254
7	2,4282	1,8809	3,9664	3,18
8	2,5024	2,0145	4,0861	3,244
9	2,6071	2,0662	4,412	3,495
10	2,9393	2,3243	4,056	3,61
11	3,5067	2,766	5,365	4,269

**таблица 4** – Результаты оценки суммарных приведенных затрат при реализации программ развития КС ДЗЗ (*k*<sub>p</sub>=6)

 $W = (\min R_i, \max \Delta L_i, \max N_{\text{кан}_i}, I_{\PiPKA}, T_{\text{H}})$ 

где i - номер КА' и модификации КА в системе;

 $I_{\Pi P KA}$  – суммарная информационная производительность КА в составе КС ДЗЗ;

*T*<sub>н</sub> – периодичность наблюдения при реализации варианта программы развития КС ДЗЗ.

При сравнении рассмотренных вариантов развития КС ДЗЗ по критерию  $C_{\Sigma_{\rm KC}}^{\rm M} - W$  (без учета периодичности наблюдения) рациональным является второй вариант программы. Если учесть ограничения на пе-



 $\mathbf{1} - C^{\mathrm{M}}_{\Sigma_{\mathrm{KC}}}$ ;  $\mathbf{2} - N_{\mathrm{KA}}$ .

**рисунок 6.** Изменение приведенных затрат  $C_{\Sigma_{\rm KC}}^{\rm M}$  и количества КА  $N_{\rm KA}$  для первого варианта реализации программы развития КС ДЗЗ в зависимости от требований по  $T_{\rm CAC}$  (для  $T^{\rm M}=20$  лет и  $k_{\rm p}=6$ )

риодичность наблюдения, более предпочтителен, повидимому, является первый вариант.

#### заключение

Приведена формулировка и обсуждаются особенности задачи оптимизации программы развития КС ДЗЗ в планируемый период. Задача проектирования программы развития космической системы дистанционного зондирования Земли рассматривается в детерминированной постановке. Сформулирован алгоритм расчлененной оптимизации программы развития КС ДЗЗ. Приведены результаты сравнительной оценки двух вариантов развития КС ДЗЗ. Исследовано влияние  $T_{CAC}$  модификаций КА на техникоэкономические характеристики реализации проекта КС ДЗЗ.

## список литературы

Ефанов В.В., Семункина В.И., Шостак С.В. Особенности баллистического проектирования КС Д33 оптико-электронного наблюдения типа «Аркон-1» // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2009. № 1. С. 46-52.

Золотов А.А., Титов М.И. Обеспечение надежности транспортных аппаратов космических систем. М.: Машиностроение, 1988. 216 с.

Ламзин В.В. Исследование характеристик оптикоэлектронной космической системы дистанционного зондирования Земли при модернизации в планируемый период // Вестник МАИ. 2009. Т. 16, № 5. С. 46-55.

Ламзин В.В., Макаров Ю.Н., Матвеев Ю.А. Вопросы поиска эффективных проектных решений при модернизации космической системы ДЗЗ // Общероссийский научно-технический журнал «Полет». 2011. № 5. С. 3-9.

Ламзин В.В., Макаров Ю.Н., Матвеев Ю.А. Ю.А. Мозжорин и вопросы технико-экономических исследований перспективных разработок космических систем // Космонавтика и ракетостроение. 2010. № 4 (61). С. 48-59.

Матвеев Ю.А., Ламзин В.В. Оптимизация параметров космической системы дистанционного зондирования Земли с учетом особенностей проектноконструкторских решений космических аппаратов // Вестник МАИ. 2009. Т. 16, № 6. С. 55-66.

Darnopykh V.V., Efanov V.V., Zanin K.A., Malyshev V.V. Synthesis of an Information Channel in Planning Goal Functioning of Space Remote Sensing Systems According to Quality Creteria // Jornal of Computer and System Sciences international. 2010. T. 49, № 4. P. 607-614.

Статья поступила в редакцию 16.06.2014 г.

## К ВОПРОСУ ПРОЕКТИРОВАНИЯ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ С ЭЛЕКТРОРАКЕТНОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКОЙ ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ МАЛЫХ ТЕЛ СОЛНЕЧНОЙ СИСТЕМЫ

**В.М. Кульков**<sup>1</sup>, кандидат технических наук, vmk\_1@mail.ru; **V.M. Kulkov,** 

**А.Е. Шаханов**<sup>2</sup>, acnupaнт, shakhanov@laspace.ru; **А.Е. Shakhanov** 

В статье рассматриваются аспекты проектирования малых аппаратов с электроракетной двигательной установкой, предназначенных для исследования малых тел Солнечной системы. Приводятся результаты проектно-баллистического анализа перелета на орбиту астероидов земной группы с использованием электроракетных двигателей. Определен возможный проектный облик и предложен состав малых аппаратов с электроракетной двигательной установкой. Оценены параметры электроракетной двигательной установки малого космического аппарата, предназначенного для выполнения перелета к малым телам Солнечной системы.

Ключевые слова: малые космические аппараты; электроракетная двигательная установка; исследование малых тел Солнечной системы.

#### введение

Внедрение технологии малых космических аппаратов (МКА) поддерживается сегодня современными тенденциями развития науки и техники, такими, как миниатюризация электроники, переход к цифровым технологиям в управлении, прогресс в создании конструктивных материалов и целый ряд других технических решений (*Ефанов В.В. и др.*, 2012). Создание МКА имеет следующие особенности: сжатые сроки разработки и изготовления, малый бюджет, малочисленный коллектив разработчиков. Значительное уменьшение затрат на создание и ввод в эксплуата-

## ON THE ISSUE OF DESIGN OF SMALL SPACECRAFT WITH ELECTRIC PROPULSION UNIT INTENDED FOR STUDIES OF SOLAR SYSTEM SMALL BODIES

Ю.Г. Егоров<sup>1</sup>, yuyeg@mail.ru; Yu.G. Egorov A.M. Крайнов<sup>2</sup>, krainov@laspace.ru; A.M. Krainov

**Р.В.** Ельников<sup>1</sup>,

кандидат технических наук, lnikov\_rv@mail.ru; **R.V. Elnikov** 

The article covers the aspects of design of small spacecraft with the electrical propulsion unit, intended for studies of Solar system small bodies. The results of design and ballistic analysis of transfer into an orbit of terrestrial asteroids using electrical propulsion thrusters are given. The possible design shape of spacecraft is defined, and small spacecraft structure with electrical propulsion unit is offered. Parameters of the electrical propulsion unit of small spacecraft, intended for the transfer to small bodies of Solar system, are estimated.

Key words: small spacecraft; electrical propulsion unit; studies of Solar system small bodies.

цию МКА, а также сокращение времени на их производство и наземные испытания позволяют реализовать преимущества, которые даёт использование малых космических аппаратов.

В настоящее время МКА решают различные научные и прикладные задачи, используются они и в качестве автоматических межпланетных станций – малая масса позволяет вывести их на высокоэнергетические орбиты и межпланетные траектории.

Существенно расширяет возможности применения МКА использование маршевой электроракетной

<sup>&</sup>lt;sup>1</sup> Научно-исследовательский институт прикладной механики и электродинамики ФГБОУ ВПО «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)» (НИИ ПМЭ МАИ), Россия, г. Москва.

Research Institute of Applied Mechanics and Electrodynamics of Moscow Aviation Institute (RIAME MAI), Russia, Moscow.

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

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

двигательной установки (ЭРДУ). МКА с ЭРДУ смогут успешно решать задачи не только в околоземном космическом пространстве, но и выполнять более дальние перелеты к Луне, малым телам Солнечной системы, например к астероидам (в том числе потенциально опасным для Земли) (*Ломакин И.В. и др.*, 2013). В частности, молодыми учеными НПО им. С.А. Лавочкина было предложено отправить на «разведку» к потенциально опасному астероиду «2013 TV135» разработанный ими малый космический аппарат «МКА-ЭРДУ», который сможет уточнить орбиту и свойства этого космического тела (*Афанасьев И.Б.*, 2013).

С помощью «МКА-ЭРДУ» можно выполнить точные измерения траектории астероида, провести съемку его поверхности в различных спектральных диапазонах, а значит, уточнить химический состав и массу. Кроме того, для него не нужен целевой запуск, поскольку наличие электроракетного двигателя позволяет выполнить перелет к астероиду с различных околоземных стартовых орбит. Одним из преимуществ МКА с маршевой ЭРДУ является возможность выполнения перелета на орбиту астероида с малой тягой, после выведения «попутным» запуском, что существенно снижает стоимость космической системы.

В связи с разнообразием задач применения малых космических аппаратов, с одной стороны, и широким диапазоном МКА по массе, мощности и размерам – с другой, актуальным является создание малых космических аппаратов на основе унифицированных космических платформ с электроракетными двигательными установками.

В статье приведены результаты исследования проектных характеристик МКА с ЭРДУ, рассчитанных на попутное выведение с другими КА, исследованы схемы перелета МКА с начальных (стартовых) орбит для решения задач исследования астероидов. Также проведен анализ возможных вариантов ЭРДУ такого МКА, исследованы возможности построения его служебных систем, приведено обоснование создания МКА с ЭРДУ с использованием элементов унифицированной платформы разработки НПО им. С.А. Лавочкина. При этом сформирован типовой состав, структура и проектный облик перспективных МКА с ЭРДУ, что позволяет обосновать эффективность их применения для решения широкого спектра задач в исследовании малых тел Солнечной системы.

## 1. Варианты ЭРДУ малых космических аппаратов

Применение для перспективных МКА электроракетных двигателей ограниченной мощности с высоким удельным импульсом, с повышенной тяговой эффективностью и значительным ресурсом связано с выбором рациональных схем и характеристик ЭРДУ.

На рисунке 1 показаны возможные варианты электроракетных двигателей в составе ЭРДУ МКА: ионный двигатель RIT-22 разработки EADS Astrium (Германия) (*EADS*..., 2014) и стационарный плазменный двигатель СПД-100Д разработки ОКБ «Факел» (*Продукция ОКБ «Факел»*, 2014).



а



**рисунок 1.** Варианты электроракетных двигателей, рассматриваемые для ЭРДУ МКА

В таблице 1 приведены параметры этих электроракетных двигателей, принятые в качестве исходных данных проектно-баллистического анализа.

## К ВОПРОСУ ПРОЕКТИРОВАНИЯ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ С ЭЛЕКТРОРАКЕТНОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКОЙ ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ МАЛЫХ ТЕЛ СОЛНЕЧНОЙ СИСТЕМЫ

<b>таблица 1</b> – Параметры	электроракетных	двигателей	для
ЭРДУ МКА			

	ЭI	РД
характеристика	СПД-100Д	RIT-22
тяга, мН	73	73
удельный импульс, кНс/кг	27	42,5
потребляемая электрическая мощность, Вт	2155	2155
ресурс, час	более 5060	более 26000
масса, кг	4,5	7

Электроракетная двигательная установка предназначена для создания импульсов тяги, которые обеспечивают перевод МКА с промежуточной ОИСЗ на целевую гелиоцентрическую орбиту, а также для проведения коррекций траектории. ЭРДУ должна выполнять свои функции по командам, выдаваемым бортовым комплексом управления МКА.

В состав ЭРДУ входят: двигатели, блоки управления расходом рабочего тела, блоки подачи ксенона, блок хранения ксенона, механизм ориентации двигателя и система преобразования и управления.

В таблице 2 показано распределение массы ЭРДУ на базе различных типов двигателей по ее подсистемам.

	масса, кг		
подсистема ЭРД у	RIT-22	СПД-100Д	
двигатель	7	4,5	
ВЧ-генератор	7	—	
блок подачи ксенона	3	2,7	
баки	21	21	
система преобразования	19.5	16.5	
и управления	17,5	10,5	
«сухая» масса ЭРДУ	57,5	44,7	

таблица 2 – Масса подсистем ЭРДУ МКА

Масса ЭРДУ включает постоянную составляющую и массу, зависящую от «моторного» времени (массу рабочего тела и блока хранения ксенона).

Сравнительная оценка эффективности применения перспективных типов электроракетных двигателей в составе малых космических аппаратов на основе метода, приведенного в работе (*Кульков В.М. и др.*, 2012), позволяет выбрать рациональный вариант ЭРДУ.

## 2. Проектно-баллистический анализ

Проектно-баллистический анализ позволяет дать предварительную проектировочную оценку запаса рабочего тела, необходимой энергетики и длительности перелета для поставленной задачи.

В качестве тестовой задачи анализируется возможность использования МКА с ЭРДУ для исследования новооткрытого астероида 2013 TV135, который представляет потенциальную опасность столкнове-

ния с Землей. В таблице 3 представлены орбитальные и физические характеристики астероида «2013 TV135».

**таблица 3** – Орбитальные и физические характеристики астероида «2013 TV135», эпоха 17.10.2013, параметр U=7

	/ 1 1
размерность	значение
_	0,593
МЛН. КМ	365,019 (2,44 a.e.)
МЛН. КМ	148,563 (0,99 a.e.)
млн. км	581,475 (3,89 a.e.)
сутки	1392,141 (3,811 лет)
км/с	17,254
градусы	6,7°
градусы	333°
градусы	23,7°
градусы	6,94°
стики астерои	да «2013 TV135»
М	~400
КГ	8,9·10 <sup>10</sup> (предполагаемая)
_	19,6
	размерность — Млн. км Млн. км сутки км/с градусы градусы градусы градусы стики астерои М КГ

Для снижения стоимости данной космической миссии предполагается использовать попутное выведение МКА с одним из космических аппаратов на достаточно высокоэнергетическую орбиту искусственного спутника Земли (ОИСЗ). В качестве исходных данных, необходимых для проведения проектно-баллистического анализа космической миссии рассматриваемого МКА, выступают параметры начальной ОИСЗ (таблица 4).

#### таблица 4 – Параметры начальной орбиты

высота перигея, км	500
высота апогея, км	300 000
наклонение, градусы	51,6
аргумент перицентра, градусы	320
долгота восходящего узла, градусы	не фиксирована

Маршевая электроракетная двигательная установка МКА должна обеспечить его переход с начальной ОИСЗ в исследуемую область межпланетного пространства. Характеристики рассматриваемых вариантов ЭРД приведены в таблице 1.

Анализируется перелет МКА с начальной орбиты искусственного спутника Земли на конечную гелиоцентрическую орбиту астероида «2013 TV135». Общая схема полета МКА при полете к астероиду содержит этапы:

1. Попутное выведение МКА на опорную орбиту с помощью ракеты-носителя и разгонного блока, отделение МКА. Дальнейшее движение МКА рассматривается под действием силы тяги ЭРДУ. 2. Участок набора параболической скорости (относительно Земли) – участок «раскрутки».

3. Гелиоцентрический участок движения. В конечной точке перелета гелиоцентрическая скорость МКА выравнивается с гелиоцентрической скоростью астероида.

Закон управления вектором тяги ЭРДУ на участке «раскрутки» принят тангенциальным. Предполагается, что этот участок движения является полностью активным.

При проведении проектно-баллистического анализа гелиоцентрического участка движения рассматривалась задача нахождения оптимального управления КА, совершающего движение под действием силы тяги ЭРДУ. Управление состоит в нахождении ориентации вектора тяги ЭРДУ в каждый момент времени, а также в выборе моментов включения и выключения двигателя, тяга которого не регулируется.

Критерием оптимальности управления на гелиоцентрическом участке движения является величина затрат рабочего тела ЭРДУ, которая минимизируется. В качестве основного методического подхода для нахождения и оптимизации законов управления на данном участке используется принцип максимума Л.С. Понтрягина.

В результате проведения проектно-баллистического анализа КА с ЭРДУ:

- произведен расчет выведения КА на отлетную траекторию;
- получены оценки длительностей активных и пассивных участков на гелиоцентрической траектории движения КА;
- произведена оптимизация программ управления вектором тяги ЭРДУ;
- проведен анализ баллистических параметров движения КА на гелиоцентрической траектории;
- определен потребный запас рабочего тела и масса МКА при подлете к цели, а также моторное время перелета «начальная ОИСЗ-астероид».

Основные результаты проектно-баллистического анализа перелета к астероиду «2013 TV135», выполненного на базе методики (*Петухов В.Г.*, 2011), приведены в таблицах 5–7 и на рисунках 2–4.

**таблица 5** – Анализ участка набора параболической скорости у Земли

	вариант ЭРД	
параметр	СПД-100Д	RIT-22
время набора параболической скорости, сутки	99,13	98,93
масса КА в момент набора параболической скорости, кг	396,42	404,90
требуемая масса рабочего тела на «раскрутку», кг	23,17	14,70



**рисунок 2.** Зависимость конечной массы КА от суммарного времени перелета для двух вариантов ЭРД



– активные участки движения;

- – пассивные участки движения;
- исходная и конечная орбиты КА.

Длительность гелиоцентрического перелета: 829,5 суток.

**рисунок 3.** Проекция траектории перелета КА с ЭРД RIT-22 на плоскость эклиптики (J2000)



**рисунок 4.** Зависимости дальности «КА – Солнце» и «КА – Земля» от времени перелета

## К ВОПРОСУ ПРОЕКТИРОВАНИЯ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ С ЭЛЕКТРОРАКЕТНОЙ Двигательной установкой для исследования малых тел солнечной системы

вариант ЭРД					
СПД-100Д			RIT-22		
длительность гелио-	дата в момент	конечная масса	длительность гелио-	дата в момент выхода	конечная
центрического перелета,	выхода КА из	КА, кг	центрического перелета,	КА из грависферы	масса КА, кг
сутки	грависферы Земли		сутки	Земли	
681,44	06.07.2023	237,09	790,85	10.05.2019	287,42
756,31	05.06.2019	245,37	800,04	07.05.2019	290,06
837,82	08.05.2019	250,41	829,48	10.05.2019	295,64
978,47	28.06.2019	255,87	972,33	08.05.2019	300,03
1067,17	16.06.2019	260,13	1086,44	12.05.2019	305,12

таблица 6 – Анализ гелиоцентрического участка движения КА

**таблица 7** – Результаты сравнительного анализа перелета к астероиду «2013 TV135» при использовании СПД-100Д и RIT-22 КА

вариант ЭРД							
СПД-100Д			RIT-22				
суммарная	конечная	суммарная масса	моторное время ЭРЛУ	суммарная	конечная	суммарная	моторное время ЭРЛV
перелета, сутки	кг	ЭРДУ, кг	час	перелета, сутки	КГ	тела ЭРДУ, кг	час
780,58	237,09	182,50	18734,3	889,79	287,42	132,17	21354,9
855,43	245,37	174,22	17884,7	898,98	290,06	129,53	20929,0
936,94	250,41	169,18	17367,1	928,41	295,64	123,95	20027,3
1077,59	255,87	163,72	16807,2	1071,27	300,03	119,56	19317,7
1166,29	260,13	159,46	16369,8	1185,37	305,12	114,47	18495,6

Эффективность применения различных типов двигателей определяется расходом рабочего тела, моторным временем и энергозатратами на выполнение задач перелета. Расход рабочего тела зависит от длительности перелета и при использовании RIT-22 на 30% меньше, чем при использовании СПД-100Д, что объясняется более высоким удельным импульсом RIT-22.

При изменении дальности «КА – Солнце» до 1,8 а.е. (рисунок 4) располагаемая мощность солнечных батарей изменяется в 3,3 раза, что определяет требования к СЭП.

Исходя из располагаемого ресурса электроракетных двигателей, анализируется возможность их применения для выполнения перелета к астероиду с рассматриваемой орбиты ИСЗ. Для обеспечения требуемого моторного времени в составе ЭРДУ достаточно одного двигателя RIT-22 или четырех СПД-100Д (таблицы 5 и 8).

ЭРДУ на основе RIT-22 обладает высокими характеристиками по удельному импульсу, массе и ресурсу и может обеспечить выполнение баллистических задач перелета. ЭРДУ на основе стационарного плазменного двигателя СПД-100Д, несколько уступая ионному двигателю по выходным характеристикам и располагаемому ресурсу, отличается простотой конструктивного исполнения и надежностью, отработанностью в условиях космического полета и является приемлемым кандидатом для использования в составе МКА для исследования малых тел Солнечной системы.

# 3. Проектный облик МКА с маршевой ЭРДУ

Проектирование «МКА-ЭРДУ» должно вестись с использованием методов и принципов построения, обеспечивающих не только оптимальное сочетание характеристик для выполнения данной целевой задачи, но и для перспективного использования полученного задела в будущих проектах.

Исходя из целевого назначения, «МКА-ЭРДУ» должен соответствовать определенным конструктивным, энергетическим, эксплуатационным требованиям. При проектировании бортовых систем «МКА-ЭРДУ» необходимо исходить из требований обеспечения выполнения целевой задачи в течение всего срока активного полета. В связи с тем, что исследования дальнего космоса с использованием МКА в нашей стране представляют собой новое направление развития космонавтики, главной проблемой является формирование бортовых служебных систем и приборов для данного типоразмера КА. Состав служебных систем космической платформы «МКА-ЭРДУ», их построение и характеристики при выполнении околоземных и межпланетных задач схожи. Для аппарата «МКА-ЭРДУ» предполагается использовать элементы платформы МКА-ФКИ «Карат» разработки НПО им. С.А. Лавочкина – в частности, звездные и солнечные датчики, систему навигации, элементы обеспечения теплового режима и ряд других.

По сравнению с решением задачи исследования окололунного пространства с использованием МКА с маршевой ЭРДУ (*Кульков В.М. и др.*, 2013), перелет

к астероидам требует большего ресурса двигательной установки и запаса рабочего тела.

Для решения задач исследования космического пространства актуальным является создание малых космических аппаратов на основе унифицированных космических платформ с электроракетными двигательными установками (Кульков В.М. Исследование..., 2012). Унификация оборудования позволяет создавать на базе одной платформы целый спектр типов МКА различного назначения (Кульков В.М. Построение..., 2012).

Изменение проектного облика «МКА-ЭРДУ», сформированного на базе унифицированной космической платформы (Власенков Е.В. и др., 2012), представлено на рисунках 5-6.



рисунок 5. Общий вид «МКА-ЭРДУ» с СПД-100Д



рисунок 6. Компоновка «МКА-ЭРДУ» с СПД-100Д

Основным конструктивно-силовым элементом платформы является негерметичный приборный контейнер с предусмотренными посадочными местами для установки целевой или служебной аппаратуры.

В соответствии с модульно-блочной структурой построения «МКА-ЭРДУ» в конструкции платформы предусматривается модульное исполнение двигательной установки на базе СПД-100Д.

Исходя из расширения возможных средств выведения конструкция «МКА-ЭРДУ» должна иметь минимально возможные габаритно-массовые параметры, а также иметь возможность реализации различных схем размещения в составе космической головной части (КГЧ). В зависимости от типа ракеты-носителя и разгонного блока используются дополнительные адаптеры. Такой подход позволяет выводить «МКА-ЭРДУ» в составе КГЧ с любым видом средств выведения, имеющих подходящие параметры (рисунок 7).



рисунок 7. МКА, установленный в переходной ферме

В таблице 8 представлена массовая сводка «МКА-ЭРДУ» с СПД-100Д.

наименование	масса, кг
комплекс научной аппаратуры	30

таблица 8 – Массовая сводка «МКА-ЭРДУ» с СПД-100Д

	,
комплекс научной аппаратуры	30
бортовой комплекс управления	40
бортовой радиокомплекс и антенно-фидерная система	8
система электроснабжения	86
двигательная установка с рабочим телом (ксенон)	214
СОТР (датчики, нагреватели, ЭВТИ, угловые тепловые трубы)	7
БКС	10
конструкция	12
адаптер с системой отделения	13
ИТОГО	420

По результатам проработки платформы «МКА-ЭРДУ» можно заключить, что для ряда систем имеется возможность их миниатюризации и адаптации для эффективного использования в составе МКА.

## К ВОПРОСУ ПРОЕКТИРОВАНИЯ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ С ЭЛЕКТРОРАКЕТНОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКОЙ ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ МАЛЫХ ТЕЛ СОЛНЕЧНОЙ СИСТЕМЫ

## заключение

В статье приведены результаты проектного анализа МКА с маршевой ЭРДУ для исследования малых тел Солнечной системы, показан пример возможного конструктивного исполнения такого МКА, рассмотрены варианты построения его служебных систем, приведено обоснование целесообразности создания и эффективности применения МКА с ЭРДУ.

Среди рассмотренных вариантов электроракетных двигателей были выделены двигатели RIT-22 и СПД-100Д как наиболее соответствующие по своим характеристикам этим требованиям. Проведен проектно-баллистический анализ движения малого космического аппарата с электроракетной двигательной установкой для одной из возможных схем перелета к астероидам земной группы. В результате определены основные проектно-баллистические характеристики малого космического аппарата: потребная масса рабочего тела электроракетной двигательной установки, требуемое моторное время, суммарное время перелета, параметры движения МКА, законы управления вектором тяги ЭРДУ и т.д.

Результаты проектно-баллистического анализа показывают, что располагаемой мощности, массы рабочего тела и ресурса двигателей «МКА-ЭРДУ» достаточно для выполнения поставленной задачи, а массогабаритные характеристики позволяют выполнить его выведение попутным запуском. Следует также отметить, что при перелете к рассматриваемому астероиду необходимо серьезное изменение наклонения орбиты, что требует существенных запасов рабочего тела. Вместе с тем для исследования могут быть выбраны астероиды, находящиеся на наклонениях, более близких к наклонениям трасс выведения с отечественных космодромов. Это позволит сократить требуемый запас рабочего тела и массогабаритные характеристики МКА.

Дальнейшие исследования по созданию МКА с маршевой ЭРДУ имеют высокую актуальность и позволят создать серьёзный задел для развития тематики межпланетных и околоземных исследований. Целевые задачи, решение которых возможно МКА с маршевой ЭРДУ, способны дополнить научную программу «тяжелых» АМС и способствовать более эффективному исследованию Солнечной системы.

Учитывая имеющийся задел в отечественной космонавтике по разработке и применению ЭРДУ, проектно-баллистическому анализу перелетов с ЭРДУ, разработке и эксплуатации МКА, можно предположить, что возможность создания таких КА существует.

Исследования по созданию МКА с маршевой ЭРДУ имеют высокую актуальность и позволят создать предпосылки для развития тематики межпланетных и околоземных исследований.

## список литературы

*Афанасьев И.Б.* Проект «Анапа» // Новости космонавтики. 2013. Т. 23, № 12. С. 54-55.

Власенков Е.В., Комбаев Т.Ш., Крайнов А.М., Черников П.С. и др. Проектный облик перспективного малого космического аппарата с маршевой электроракетной двигательной установкой (ЭРДУ) // Вестник МАИ. 2012. № 11. С. 33-41.

*Ефанов В.В., Мартынов М.Б., Пичхадзе К.М.* Космические роботы для научных исследований // Наука в России. 2012. № 1. С. 4-14.

Кульков В.М. Исследование проектных параметров и анализ эффективности применения унифицированных платформ с электроракетными двигателями в составе малых космических аппаратов // Вестник МАИ. 2012. № 2. С. 18-28.

Кульков В.М. Построение комплекса проектных моделей для параметрического анализа малых космических аппаратов с электроракетными двигателями // Вестник МАИ. 2012. № 4. С. 44-55.

Кульков В.М., Егоров Ю.Г., Крайнов А.М., Шаханов А.Е. и др. К вопросу проектирования малых космических аппаратов с маршевой электроракетной двигательной установкой для исследования окололунного пространства // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2013. № 4. С. 68-74.

Кульков В.М., Обухов В.А., Егоров Ю.Г., Белик А.А. и др. Сравнительная оценка эффективности применения перспективных типов электроракетных двигателей в составе малых космических аппаратов // Вестник СГАУ. 2012. № 3-1. С. 187-195.

Ломакин И.В., Мартынов М.Б., Поль В.Г., Симонов А.В. К вопросу реализации программы исследования малых тел Солнечной системы // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2013. № 4. С. 10-17.

Петухов В.Г. Квазиоптимальное управление с обратной связью для многовиткового перелета с малой тягой между некомпланарными эллиптической и круговой орбитами // Космические исследования. 2011. Т. 49, № 2. С. 128-137.

Продукция ОКБ «Факел». Направление СПД // Официальный сайт ФГУП ОКБ «Факел». [Электронный ресурс]. Дата обновления: 01.01.2014. URL: http://users.gazinter.net/fakel/products.html (дата обращения: 22.04.2014).

*EADS Astrium Ion Propulsion Systems* // Официальный сайт EADS Astrium. [Электронный ресурс]. Дата обновления: 01.01.2014. URL: http://cs.astrium.eads. net/sp/spacecraft-propulsion/ion-propulsion/ (дата обращения: 22.04.2014).

Статья поступила в редакцию 16.05.2014 г.

## ПРЕДВАРИТЕЛЬНОЕ ПРОЕКТИРОВАНИЕ ПСЕВДОКОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ: БАЗОВЫЕ МЕТОДЫ И КРИТЕРИИ ОСУЩЕСТВИМОСТИ

## PRELIMINARY DESIGN OF PSEUDO SATELLITES: BASIC METHODS AND FEASIBILITY CRITERIONS



**H.H. Клименко**<sup>1</sup>, кандидат технических наук, Klimenko@laspace.ru; **N.N. Klimenko** 

Приведены аналитические модели энергетического и весового балансов, аэродинамическая модель и модель солнечного излучения для реализации процедур предварительного проектирования. Определены критерии осуществимости в соответствии с целью предварительного проектирования, зависящей от условий решаемой задачи и типа полезной нагрузки.

Ключевые слова: псевдокосмический annapam; энергия солнечного излучения; энергетический баланс.

## введение

Тенденция к созданию высотных беспилотных летательных аппаратов с большой продолжительностью полета (за рубежом программа HALE UAV) привела к созданию так называемых «атмосферных» КА, представляющих собой стратосферные беспилотные летательные аппараты работающие, как и традиционные КА, с использованием солнечной энергии. У нас в стране такой летательный аппарат получил название «псевдокосмический летательный аппарат» (ПКА).

ПКА предназначены для применения на высотах 18–30 км от 30 суток до 5 лет «без дозаправки». Принцип действия ПКА основан на преобразовании энергии солнечного излучения в электрическую энергию Analytical models of weight and energy balances, aerodynamic model and solar irradiance model to perform pseudo-satellite preliminary design are presented. Feasibility criterions are determined in accordance with the aim of preliminary design dependent on mission scenario and type of payload.

Key words: pseudo satellite; solar irradiance energy; energy balance.

и использовании ее в дневное время для обеспечения работы электродвигателей, автопилота и полезной нагрузки. При этом избыток энергии накапливается в аккумуляторной батарее для поддержания работы потребителей в ночное время.

Применение ПКА имеет целью наращивание возможностей традиционных КА на региональном уровне. За рубежом, где работы по созданию ПКА уже носят практический характер, интенсивно развиваются методы предварительного или концептуального проектирования. У нас в стране материалы по этой тематике носят общий характер (*Medвеdes A.A.* Актуальность создания..., 2013; *Medвеdes A.A.* Особенности применения..., 2013) или содержатся в специальных НИР.

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

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

#### ПРЕДВАРИТЕЛЬНОЕ ПРОЕКТИРОВАНИЕ ПСЕВДОКОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ: Базовые методы и критерии осуществимости

Цель настоящей статьи – представить отечественным разработчикам ПКА необходимую для проектирования методологическую базу. Предварительное проектирование состоит в установлении аналитических соотношений между элементами ПКА с использованием ряда аналитических моделей, содержащих необходимые параметры для оценки реализуемости требований, предъявляемых к ПКА. При этом критерии реализуемости формируются в зависимости от характера задач, решаемых ПКА, и типа полезной нагрузки.

В основе проектирования ПКА с эффективной полезной нагрузкой на борту лежит методология достижения массогабаритного и энергетического балансов. Массогабаритный баланс состоит в обеспечении равенства подъемной силы и взлетной массы ПКА. Энергетический баланс состоит в том, чтобы энергия, вырабатываемая солнечной батареей и накапливаемая в аккумуляторной батарее, была достаточной для обеспечения круглосуточного функционирования ПКА в полете (т.е. была не ниже энергии, потребляемой ПКА в течение суток).

Методы и алгоритмы предварительного проектирования ПКА различаются выбранными критериями реализуемости и ограничениями на используемые при проектировании параметры. Основу всех методов составляют следующие аналитические модели: массогабаритная, аэродинамическая, поддержания энергетического баланса.

## 1. Базовые модели для предварительного проектирования ПКА

## 1.1. Аэродинамическая модель

При движении ПКА со скоростью V на него действуют подъемная сила  $F_Y$  и сила аэродинамического сопротивления  $F_X$ , определяемые выражениями

$$F_Y = C_Y \frac{\rho}{2} SV^2$$
;  $F_X = C_X \frac{\rho}{2} SV^2$ ,

где С<sub>*Y*</sub>, С<sub>*X*</sub> – коэффициенты подъемной силы и аэродинамического сопротивления;

 $\rho$  – плотность воздуха на высоте полета ПКА;

*S* – площадь крыльев.

Условием горизонтального полета является равенство подъемной силы и веса ПКА W=mg, а также равенство силы тяги T и силы аэродинамического сопротивления:

$$mg = C_Y \frac{\rho}{2} SV^2; \ T = C_X \frac{\rho}{2} SV^2.$$

Из этих равенств следует, что скорость движения ПКА

$$V = \sqrt{\frac{2mg}{C_Y \rho S}}.$$
(1)

При этом потребная мощность

$$P_{lev} = TV = \frac{C_X}{C_Y^{3/2}} \sqrt{\frac{2(mg)^3}{\rho S}}$$

или

$$P_{lev} = \frac{C_X}{C_Y^{\frac{3}{2}}} \sqrt{\frac{2\lambda g^3}{\rho}} \frac{m^{\frac{3}{2}}}{l},$$
(2)

где  $\lambda = \frac{l^2}{S}$  – усиление крыла; l – размах крыльев. Коэффициенты  $C_Y$  и  $C_X$  зависят от аэродинамического профиля, угла атаки и числа Рейнольдса. При этом максимум отношения  $\frac{C_Y^{3/2}}{C_X}$  определяет минимальную потребную мощность горизонтального полета (*North A. et al.*, 2008).

Коэффициент С<sub>*x*</sub> определяется с учетом так называемого индуцированного аэродинамического сопротивления

$$C_{\boldsymbol{X}} = C_{\boldsymbol{X}_0} + \frac{C_{\boldsymbol{Y}}^2}{\pi e \lambda},$$

где  $C_{x_0}$  – коэффициент аэродинамического сопротивления при  $C_{Y}$ =0; *e*=0,85–0,9 – число Освальда.

В ряде случаев требуется более полное описание аэродинамической модели, которое заинтересованный читатель может найти в (*Bilal A.*, 2012; *Torenbeek E.*, 1988; *Stengel R.*, 2008).

## 1.2. Модель энергетического баланса

Суммарная мощность, потребляемая ПКА, оснащенным полезной нагрузкой и автопилотом, определяется выражением

$$P_{eletot} = \frac{1}{\eta_{prop}} P_{lev} + P_{AV} + P_{pld}, \qquad (3)$$

где  $P_{AV}$  и  $P_{pld}$  – мощность, потребляемая автопилотом и полезной нагрузкой.

Энергия, потребляемая ПКА в течение суток с учетом кпд заряда-разряда аккумулятора  $\eta_{bat}$ , определяется выражением

$$E_{electot} = P_{electot} (T_D + \frac{T_N}{\eta_{bat}}), \tag{4}$$

где *T<sub>D</sub>*, *T<sub>N</sub>* – длительность дня и ночи.

Выражения (3) и (4) определяют потребную энергию для поддержания устойчивого полета ПКА в течение суток ( $T_D+T_N=24$  часа). В ПКА она обеспечивается за счет притока солнечной энергии, преобразуемой солнечной батареей (фотоэлектрическими преобразователями) в электроэнергию. При этом избыток энергии в дневное время аккумулируется в батарее для поддержания функционирования ПКА в ночное время.

Приток солнечной энергии, падающей на поверхность солнечной батареи, характеризуется удельной



**рисунок 1.** График зависимости при  $\overline{P_s}(t)$  при  $n^*=162$  и  $\phi^*=45^\circ$ 

мощностью  $\overline{P_s}$ . Значение  $\overline{P_s}$  зависит от ряда переменных параметров, таких, как географическое положение ПКА (широта и высота полета), ориентация плоскости крыла относительно Солнца, день года и время дня. Определение зависимости  $\overline{P_s}$  от этих параметров составляет содержание модели солнечного излучения, которая рассмотрена, например, в (*Duffie J.A. et al.*, 2006) и может быть использована применительно к формированию модели энергетического баланса ПКА.

В результате длительного анализа, в том числе с использованием КА, установлено, что плотность мощности солнечного излучения на среднем расстоянии Солнце – Земля  $d=1,495 \cdot 10^{11}$  м  $\pm 1,7\%$  вне атмосферы характеризуется солнечной постоянной  $G_{sc}=1367$  Вт/м<sup>2</sup>. Зависимость плотности мощности солнечного излучения  $\overline{P_s}$  от времени суток t для любого дня года n=1...365 на широте  $\phi$  определяется выражением (*Duffie J.A. et al.*, 2006)

$$P_{s}(t,\phi,n) = G_{sc}(1+0.033\cos\frac{360n}{365}) \times (5)$$
$$\times (\sin\phi\sin\delta + \cos\phi\cos\delta\cos15t),$$

где t – время суток в солнечной шкале (t<0 от восхода до полудня, t>0 от полудня до захода Солнца, t=0 при пересечении Солнцем местного меридиана);  $\delta$  – склонение Солнца в n-й день года.

Склонение Солнца – это угловое положение Солнца в астрономический полдень (т.е. когда Солнце проходит местный меридиан) по отношению к экватору. Величина б определяется выражением

$$\delta = 23,45 \sin\left[\frac{360(284+n)}{365}\right],\tag{6}$$

при этом −23,45°≤б≤23,45°.

Длительность дня от восхода до захода Солнца

$$T_D = \frac{2}{15} \arccos\left(-tg \phi tg \delta\right). \tag{7}$$

Расчеты зависимости  $\overline{P_s}(t)$  при фиксированных значениях  $n^*=162$  (июль) и  $\phi^*=45^\circ$ , проведенные в соответствии с (5)–(7), представлены графиком на рисунке 1.

Можно показать, что зависимость  $\overline{P_s}(t)$  аппроксимируется выражением

$$\overline{P}_{s}(t) = I_{s \max} \cos \frac{\pi}{T_{D}} t, \qquad (8)$$

где *I*<sub>s max</sub> – максимальная плотность мощности солнечного излучения в астрономический полдень.

Энергия солнечного излучения, приходящаяся на единицу площади солнечной батареи, определяется площадью под кривой  $\overline{P_s}(t)$  на рисунке 1

#### ПРЕДВАРИТЕЛЬНОЕ ПРОЕКТИРОВАНИЕ ПСЕВДОКОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ: БАЗОВЫЕ МЕТОДЫ И КРИТЕРИИ ОСУЩЕСТВИМОСТИ

$$\overline{E}_s = \int_{-\frac{T_D}{2}}^{\frac{T_D}{2}} P_s(t) dt = \frac{I_{s \max} T_D}{\frac{\pi}{2}}.$$
(9)

При этом  $I_{s max}$  и  $T_D$  в (7) и (8) может быть получено из (5) с учетом (6), (7) при *t*=0 (т.е. в астрономический полдень) при подстановке заданных значений  $n^*$  и  $\phi^*$ :

$$I_{s \max} = \overline{P}_{s} (t = 0, n^{*} \phi^{*}),$$
(10)  
$$T_{D} = \frac{2}{15} \arccos\left(-tg \phi^{*} tg \delta^{*}\right),$$
  
где  $\delta^{*} = 23,45 \sin \frac{360(284 + n^{*})}{365}.$ 

Доступная в течение суток солнечная энергия на выходе солнечной батареи

$$E_{sc} = \overline{E}_s A_{sc} \eta_{sc} \eta_{mppt} = \frac{I_s \max^T T_D}{\frac{\pi}{2}} A_{sc} \eta_{sc} \eta_{mppt}, \quad (11)$$

где  $A_{sc}$  – площадь солнечной батареи;  $\eta_{sc}$ ,  $\eta_{mppt}$  – кпд солнечной батареи и конвертера.

Способность полета ПКА на притоке солнечной энергии в течение суток и более определяется неравенством

$$E \ge E_{electot}.$$
 (12)

Это условие необходимое, но недостаточное. Для обеспечения полета в ночное время энергия, накапливаемая в аккумуляторе, должна превышать потребляемую энергию в ночное время

$$E_{bat} > P_{elec_{tot}} \frac{T_N}{\eta_{bat}}.$$
(13)

Энергия  $E_{bat}$  накапливается за счет избыточной энергии  $E_{res}$  солнечного излучения в дневное время и определяется разностью между доступной энергией на выходе солнечной батареи и расходуемой в дневное время энергией. Максимальное значение такого избытка энергии

$$E_{resmax} = E_{sc} - P_{electot} T_D.$$
(14)

Очевидно, что накапливаемая энергия не может превышать максимальный избыток

$$E_{bat} \leq E_{resmax} = E_{sc} - P_{electot} T_D.$$
(15)

Неравенства (12), (13) и (15) определяют условие энергетического баланса, при котором обеспечивается многосуточный полет ПКА на притоке солнечной энергии. Вместе с тем, предельная длительность полета ПКА определяется такими факторами, как ресурс критических элементов ПКА, количество циклов заряд-разряд батареи и т.п.

## 1.3. Массогабаритная модель ПКА

Взлетная масса ПКА в аналитической форме может быть представлена в виде

$$m = m_{se} + m_{AF} + m_{bat} + m_{mppt} + m_{prop} + m_{AV} + m_{pld},$$
 (16)

 $m_{AF}$  – масса конструкции ПКА;

*m*<sub>bat</sub> – масса аккумуляторной батареи;

 $m_{mppt}$  – масса конвертора;

*m*<sub>prop</sub> – масса винтомоторной группы;

*m*<sub>AV</sub> – масса автопилота;

*m*<sub>pld</sub> – масса полезной нагрузки.

Масса составных частей ПКА определяется соотношениями (*North A.*, 2008):

$$m_{sc} = A_{sc} k_{sc}; \tag{17.1}$$

$$m_{AF} = k_{AF} l^{x_1} \lambda^{x_2}; \qquad (17.2)$$

$$m_{bat} = \frac{T_n}{\eta_{bak} k_{bat}} P_{elec_{tot}};$$
(17.3)

$$m_{mppt} = k_{mppt} I_{s_{\text{max}}} A_{sc} \eta_{prop}; \qquad (17.4)$$

$$m_{prop} = k_{prop} P_{lev}. \tag{17.5}$$

Значения  $m_{AV}$  и  $m_{pld}$  фиксируются в процессе проектирования. Значения других параметров, входящих в соотношения (17), определяются следующим образом:

площадь солнечной батареи А<sub>SC</sub> определяется из (11), (12) и (4)

$$A_{sc} = \frac{\pi}{2\eta_{sc}\eta_{mpp}I_{s\max}} (1 + \frac{T_{\rm N}}{T_D\eta_{bat}}) P_{electot};$$
(18)

- коэффициенты k<sub>AF</sub>, x<sub>1</sub> и x<sub>2</sub> в (17.2) определяются прогнозными моделями, формируемыми на основе обобщения массогабаритных характеристик разработанных ПКА: так, в (North A. et al., 2008) для ПКА типа Helios k<sub>AF</sub>=0,44, x<sub>I</sub>=3,1 и x<sub>2</sub>=-0,25;
- удельная энергия аккумуляторной батареи k<sub>bat</sub>, удельная масса конвертера k<sub>mppt</sub>, винтомоторной группы k<sub>prop</sub>, солнечной батареи k<sub>sc</sub> определяются паспортными характеристиками соответствующих изделий; на современном техническом уровне k<sub>mppt</sub>=1/2368 кг/Вт, k<sub>prop</sub>=2,32–14,6 кг/кВт при кпд 80%;
- удлинение крыла λ и размах крыльев являются варьируемыми параметрами и определяются в процессе проектирования;
- параметры k<sub>bat</sub> и k<sub>sc</sub> рассматриваются далее подробно, так как аккумуляторные и солнечные батареи вносят существенный вклад в поддержание энергетического и массогабаритного балансов ПКА.

Более детальные сведения по массогабаритным моделям ПКА приведены в (North A. et al., 2008; Montagnier O. et al., 2010; Hajianmaleki M., 2011; Colozza A.J., 1990).

Реализуемость ПКА с длительным временем полета достигается мерами по драматическому снижению его веса и эффективному повышению энергетического потенциала. Для этого конструкция ПКА – прежде всего крылья – изготавливаются из прочных легких композитных материалов (*Montagnier O. et al.*, 2010). Принимаются также меры по созданию и использованию высокоэффективных фотоэлектрических преобразователей (солнечных батарей) и аккумуляторных батарей.

## 2. Перспективные направления повышения эффективности ПКА

## 2.1. Совершенствование фотоэлектрических преобразователей

Фотоэлектрические преобразователи (ФЭП) или солнечные батареи являются важным источником уменьшения массы ПКА. ФЭП на кремниевой основе при  $\eta_{sc}$ =20–24% имеют  $k_{sc}$ =1–1,35 кг/м<sup>2</sup> и удельную мощность 140–150 Вт/кг. В лабораторных условиях для кремниевых ФЭП получено  $\eta_{sc}$ =36%. При этом стоимость высокоэффективных монокристаллических ФЭП толщиной 250 микрон с  $\eta_{sc}$ =15–20% достигает 800–1500 €/м<sup>2</sup>, стоимость ФЭП на основе GaAr толщиной 50 микрон при  $\eta_{sc}$ =25–30% – 30000 € /м<sup>2</sup> (*Romeo G. et al.*, 2012). Наиболее высокими характеристиками обладают ФЭП на основе GaAr фирмы Spectrolab (*Hepperle M. et al.*, 2007):

- удельная мощность 456 Вт/кг;

- удельная плотность мощность 383 Bт/м<sup>2</sup>;

- удельная масса 0,84 кг/ м<sup>2</sup>;

- кпд 28,3%.

Однако при этом стоимость такого  $\Phi$ ЭП составляет 200 Є/Вт или 76610 Є/м<sup>2</sup>.

В качестве перспективного направления создания солнечных батарей для ПКА рассматриваются халькогенидные ФЭП на основе CdTe и CIGS (*Гла-дышев* П.П. и др., 2014). Наибольшей эффективностью характеризуются тонкопленочные (на гибкой полиимидной пленке) ФЭП на основе CIGS (Copper, Indium, Gallium, Selenide): при кпд 13% и плотности мощности – 130 Вт/м<sup>2</sup> достигнуты высокие значения удельной мощности – 4 кВт/кг и удельной массы  $k_{sc}$ =3,2·10<sup>-2</sup> кг/м<sup>2</sup>. В лабораторных условиях получен кпд 20,4%, что соответствует 16–17% при промышленном изготовлении. Создание солнечных батарей на основе CIGS представляется прорывным направлением обеспечения длительного беспосадочного полета ПКА.

## 2.2. Совершенствование бортовых накопителей энергии

Аккумуляторные батареи являются промышленно освоенными изделиями и широко применяются в космической технике (*Плешаков М.С. и др.*, 2014), однако они обладают ограниченными возможностями по удельной мощности (энергии), скорости зарядки-разрядки, по темпу потребления энергии в единицу времени. КПД аккумуляторных батарей сильно зависит от скорости разрядки: чем выше кпд, тем быстрее разряжается батарея. Современные батареи на Lithium-Polymer имеют следующие характеристики:  $1/k_{bat}$ =120–130 Вт·ч/кг, более 1000 циклов заряд-разряд при кпд до 90%. Батареи на Li–ion имеют  $1/k_{bat}$ =150 Вт·ч/кг при кпд до 99%. Но при этом имеет место саморазряд на 6–10% в месяц, а время эксплуатации ограничено 24–36 месяцами и 1200 циклами заряд-разряд.

Снижение массы ПКА может быть достигнуто за счет создания высокоэффективных батарей. В лабораторных условиях имеются батареи с  $1/k_{bat}=230-240$  Вт·ч/кг. В стадии завершения разработка батарей с  $1/k_{bat}=400$  Вт·ч/кг. В перспективе можно ожидать достижения  $1/k_{bat}=600$  Вт·ч/кг. Вместе с тем, повышение энергетических характеристик аккумуляторных батарей сопровождается снижением количества циклов заряд-разряд, что имеет важное значение для ПКА с длительным нахождением на атмосферной орбите.

Повышение эффективности ПКА может быть достигнуто за счет использования так называемых топливных элементов, представляющих собой устройства электрохимического преобразования энергии путем окисления топлива, например водорода. Наиболее эффективными являются топливные элементы типа PEM (Proton Exchange mebrane) на сжатом или сжиженном водороде. Так, например, топливный элемент типа Polymer Electrolyte Membrane имеет следующие характеристики (Hepperle M. et al., 2007): плотность мощности 0,6 Вт/см<sup>2</sup>, удельная мощность 700 Вт/кг, максимально отдаваемая мощность 500 кВт при кпд 40-50%. Топливные элементы фирмы Photonex на сжатом водороде имеют удельную мощность 550 Вт/кг,  $1/k_{bat}$ =1300 Вт·ч/кг при непрерывной работе в течение 26 часов. Уже сегодня на рынке имеются топливные элементы с удельной энергией 700-1000 Вт.ч/кг. В перспективе через 10-15 лет может быть достигнут уровень 10 кВт·ч/кг (Gonzalez-Espasandin O. et al., 2014).

Несмотря на высокие показатели, топливные элементы не обеспечивают длительного полета ПКА, они достаточно дороги, сильно зависят от перепадов давления, температуры, влажности, требуют наличия дополнительных емкостей для компонентов топлива. Не освоено и их промышленное производство.

Следует отметить так же, что топливные элементы не накапливают электроэнергию, поэтому длительность их использования ограничена объемом топлива. Для ПКА с длительным нахождением на атмосферной орбите нужны регенерируемые топливные элементы, содержащие устройства электролиза. В таком устройстве реализуется замкнутый контур,

#### ПРЕДВАРИТЕЛЬНОЕ ПРОЕКТИРОВАНИЕ ПСЕВДОКОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ: БАЗОВЫЕ МЕТОДЫ И КРИТЕРИИ ОСУЩЕСТВИМОСТИ

где за счет электроэнергии, получаемой от солнечной батареи, вода преобразуется в водород и кислород, а сам топливный элемент становится источником воды, как показано на рисунке 2.



**1** – ФЭП; **2** – устройство электролиза; **3** – емкость для накопления водорода; **4** – топливный элемент.

рисунок 2. Регенерируемый топливный элемент

Однако и регенерируемые топливные элементы имеют ограничения на длительность эксплуатации.

Для обеспечения длительного пребывания ПКА на атмосферной орбите может применяться гибридная система, в состав которой входят высокоэффективная аккумуляторная батарея, регенерируемый топливный элемент с устройством электролиза и солнечная батарея (рисунок 3).

Результаты исследований, приведенные в (*Hepperle M. et al.*, 2007), показали, что именно такие гибридные системы энергопитания необходимы для обеспечения длительности полета ПКА свыше 12–18 месяцев на высотах 20–25 км и выше.

Следует отметить, что устройство электролиза потребляет электроэнергию, вырабатываемую солнечной батареей, что необходимо учитывать при оценке энергобаланса. Как следует из рисунка 3, в дневное время электроэнергия, снимаемая с выхода солнечной батареи, поступает на аккумуляторную батарею, устройство электролиза и на потребители электроэнергии (винтомоторная группа, автопилот, полезная нагрузка). Поэтому дневной энергобаланс приобретает вид

 $P_{electot}T_D + E_{bat} + E_{FC} \leq E_{sc},$ 



1 – ФЭП; 2 – устройство электролиза; 3 – емкость для компонентов топлива и воды; 4 –топливный элемент; 5 – аккумуляторная батарея; 6 – потребители электроэнергии.

рисунок 3. Гибридная система энергопитания

где  $E_{FC}$  – энергия, потребляемая топливным элементом с устройством электролиза.

В ночное время для энергообеспечения винтомоторной группы, автопилота и полезной нагрузки используется суммарная энергия накопления в батарее и топливном элементе. Ночной энергобаланс имеет вид

$$E_{bat} + E_{FC} \ge P_{electot} \frac{T_N}{\eta_{bat} \eta_{FC}},$$

где  $\eta_{FC}$  – кпд топливного элемента.

В настоящее время при проектировании перспективных ПКА подобные гибридные системы энергопитания рассматриваются в качестве многообещающего направления повышения эффективности применения ПКА (*Nickol C.L. et al.*, 2007; *Dudek M. et al.*, 2013; *Romeo G. et al.*, 2012). Так, в (*Romeo G. et al.*, 2012) в рамках проекта Heliplat предлагается применение гибридной системы энергопитания мощностью 18 кВт, обеспечивающей полет ПКА со скоростью 144 км/ч. В состав ПКА входят: сборка топливных элементов на сжатом водороде общей мощностью 22 кВт, аккумуляторная батарея на 20 кВт и винтомоторная группа весом 30 кг, потребляющая мощность 42 кВт.

## 2.3. Снижение ночного энергопотребления за счет маневра ПКА

Для обеспечения долговременного полета ПКА применяется метод набора высоты с максимально доступной мощностью в дневное время и последующим снижением с пониженной мощностью или планирование в ночное. Цель такого маневра – накопление потенциальной энергии при наборе высоты, за счет которой осуществляется движение ПКА в ночное время, в результате чего снижается требование к энергоемкости аккумулятора. Однако реализация подобного маневра не всегда возможна, так как необходимым условием является наличие достаточного запаса солнечной энергии для форсированного набора высоты.

Применительно к этому маневру оптимизация энергобаланса представляет собой сложную аналитическую задачу, требующую решения системы нелинейных уравнений (*Montagrier O. et al.*, 2010).

Однако, воспользовавшись упрощенной моделью полета ПКА в процессе набора высоты и планирования, можно получить приближенные оценки, приемлемые на этапе предварительного проектирования (*Stegel R.*, 2008).

В (*Stengel R.*, 2008) показано, что при определенных условиях, для обеспечения максимальной скорости набора высоты, скорость движения летательного аппарата определяется выражением

$$V = \sqrt{2 \frac{(W/S)}{\rho} \sqrt{\frac{\mathcal{E}}{3C_{X_0}}}},$$

где W = mg -вес ПКА;

S – площадь крыльев;

 $C_{X_0}$  – коэффициент аэродинамического сопротивления;

 $\rho$  – плотность воздуха на высоте полета;

 $\varepsilon = \frac{1}{\rho \pi \lambda}$ , е – число Освальда.

В упрощенной модели набора высоты принимается, что зависимость плотности атмосферы р в диапазоне высот полета ПКА 18–25 км носит линейный характер.

Определим максимальную скороподъемность:

$$V_{Y} = V_{\sin}\gamma = \frac{dh(t)}{dt} = V(\frac{T}{W}) - \frac{C_{x_{0}}\rho V^{3}}{2(W_{S}')} - \frac{2\varepsilon(W_{S}')\cos^{2}\gamma}{\rho V},$$

где у – угол наклона траектории полета;

$$W=mg - \text{вес ПКА};$$

$$\varepsilon = \frac{1}{e\pi\lambda};$$

$$T = \eta_{prop} \frac{P_{prop}}{V} - \text{тяга}$$

 $P_{prop}, \eta_{prop}$  — мощность и кпд винтомоторной группы.

Для ПКА угол  $\gamma$ , как правило, незначителен, поэтому  $\cos^2 \gamma \approx 1$ . В результате

mσ

$$V_{Y} \approx V(\eta_{prop} \frac{P_{prop}}{V} \frac{1}{g}) - \frac{C_{X_{0}} \rho V^{3}}{2(\frac{mg}{S})} - \frac{2(\frac{ms}{S})}{\rho Ve \pi \lambda}$$

Для равномерного набора высоты в диапазоне  $h_{cr}$ - $h_{cl}$  время полета

$$t_L = \frac{h_{cl} - h_{cr}}{V_L}.$$

Тогда энергия, потребляемая на набор высоты, определяется соотношением

$$E_L = \frac{P_{prop}}{\eta_{prop}} t_L = \frac{P_{prop}}{\eta_{prop}} \frac{h_{cL} - h_{cr}}{V_L}$$

Условием реализации рассматриваемого маневра является непревышение величиной *E*<sub>L</sub> избытка энергии солнечного излучения на выходе солнечной батареи

$$E_s = P_{electot}T_D - E_{bat} \ge E_L.$$

В ночное время маневр завершается планированием ПКА на исходную высоту. При этом минимальная скорость планирования, обеспечивающая максимальную продолжительность планирования, определяется выражением

#### ПРЕДВАРИТЕЛЬНОЕ ПРОЕКТИРОВАНИЕ ПСЕВДОКОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ: БАЗОВЫЕ МЕТОДЫ И КРИТЕРИИ ОСУЩЕСТВИМОСТИ

$$V_{ME} = \sqrt{\frac{2(W/S)}{\rho}} \sqrt{\frac{\mathcal{E}}{3C_{X_0}}}$$

а соответствующая скорость снижения

$$V_{G} = \frac{dh}{dt} = -\sqrt{\frac{2\cos^{3}\gamma}{\rho}} \left(\frac{W}{S}\right) \times \left(\frac{C_{X_{ME}}}{C_{Y_{ME}}^{3/2}}\right) \approx -\sqrt{\frac{2}{\rho}} \left(\frac{W}{S}\right) \cdot \left(\frac{C_{X_{ME}}}{C_{Y_{ME}}^{3/2}}\right),$$

где 
$$C_{X_{ME}} = 4C_{X_0};$$
  
 $C_{Y_{ME}} = \sqrt{\frac{3C_{Y_0}}{\varepsilon}};$   
 $\varepsilon = \frac{1}{e\pi\lambda};$ 

 $\cos^3 \gamma \approx 1.$ 

При такой скорости снижения время снижения с высоты  $h_{cl}$  до высоты  $h_{cr}$ 

 $t_G = \frac{h_{cl} - h_{cr}}{V_G}.$ 

Эффективность рассматриваемого маневра наиболее высока, если снижение ПКА осуществляется всю ночь, т.е. когда

 $t_G = T_N$ .

Из этого условия следует рациональный диапазон высот для осуществления маневра

$$h_{cl} - h_{cr} = V_G T_N$$
 или  $h_{cl} = h_{cr} + V_G T_N$ .

При этом требование к энергоемкости батареи снижается на величину

$$\Delta E_{bat} = \frac{1}{\eta_{prop}} P_{prop} T_N$$

Следует отметить, что при оценке параметров рассматриваемого маневра необходимо обеспечивать условие, при котором скорость полета ПКА превышала бы скорость ветра на используемых высотах.

## 3. Базовые методы предварительного проектирования ПКА

## 3.1. Определение основных характеристик ПКА при заданных (требуемых) характеристиках полезной нагрузки

Метод, разработанный в (*North A.*, 2008; *North A. et al.*, 2007), основан на разбиении около 30 параметров ПКА на три группы:

- параметры, связанные с технологией изготовления элементов ПКА и принимаемые в качестве констант: C<sub>Y</sub>, C<sub>X</sub>, k<sub>bat</sub>, k<sub>sc</sub>, k<sub>prop</sub>, k<sub>mppt</sub>, k<sub>AF</sub>, m<sub>AF</sub>, η<sub>sc</sub>, η<sub>bat</sub>, η<sub>prop</sub>, η<sub>mppt</sub> и др.;
- параметры, определяемые решаемой задачей:  $m_{pld}, P_{pld}, m_{AV}, P_{AV}, \rho, h, T_D, T_N, I_{smax}, \phi, n и др.;$

- варьируемые параметры, определяющие облик ПКА: λ, *l*, *m*.

Проектирование начинается с определения зависимости взлетной массы ПКА от массы составляющих его элементов.

Используя ряд сокращенных обозначений в выражениях (2), (3), (17.1)–(17.5), (18)

$$a_{0} = \frac{C_{X}}{C_{Y}^{3/2}} \sqrt{\frac{2\lambda \cdot g^{3}}{\rho}}, \ a_{1} = \frac{1}{\eta_{prop}},$$

$$a_{2} = P_{AV} + P_{pld}, \ a_{3} = m_{av} + m_{pld},$$

$$a_{4} = 0, 44l^{3,1}\lambda^{-0.25}, \ a_{5} = A_{sc}k_{sc},$$

$$a_{6} = k_{mppl} \cdot I_{smax} \cdot \eta_{prop}, \ a_{7} = \frac{T_{N}}{\eta_{bal}}k_{bal},$$

$$a_{8} = a_{0}a_{1}k_{prop}, \ a_{9} = \frac{\pi}{2\eta_{sc}\eta_{mpp}\eta_{cbr}}I_{smax}} (1 + \frac{T_{N}}{T_{D}} \cdot \frac{1}{\eta_{bal}})$$
(19)

выражение (15) можно представить в виде

$$m = a_3 + a_4 b^{3,1} + a_0 a_1 a_9 (a_5 + a_6) \frac{m^2}{b} + a_2 a_9 (a_5 + a_6) + a_0 a_1 a_7 \frac{m^2}{b} + a_2 a_7 + a_0 a_1 a_8 \frac{m^2}{b}$$

Путем замены

$$a_{10} = a_0 a_1 (a_7 + a_{8+} a_9(a_{5+}a_6))$$

$$a_{11} = a_2(a_7 + a_9(a_{5+}a_6)) + a_3$$

можно получить

$$m-a_{10}\frac{1}{b}m^{\frac{3}{2}}=a_{11}+a_4b^{3,1}$$
или  $m-a_{12}m^{\frac{3}{2}}=a_{13}$ .

Это уравнение имеет только одно некомплексное решение

$$a_{12}^2 a_{13} \le \frac{4}{27}$$
 ИЛИ  $a_{10}^2 \frac{1}{b^2} (a_{11} + a_4 b^{3,1}) \le \frac{4}{27}.$  (20)

Приведенное выше неравенство рассматривается в качестве критерия реализуемости проектируемого ПКА.

Предварительное проектирование ПКА в соответствии с критерием (20) включает следующие этапы:

- задаются технологические параметры и параметры, определяемые решаемой задачей;
- путем варьирования *l* и λ вычисляются характеристики, необходимые для выполнения критерия (20);
- значения *l* и λ, обеспечивающие выполнимость неравенства (20), используются для определения допустимой взлетной массы ПКА в соответствии с выражениями (19).

Следует отметить, что при заданных технологических параметрах ПКА существует верхняя граница для массы полезной нагрузки  $m_{pld}$ . Так, из неравенства (20) с учетом (19) можно через значение  $a_3$ , содержащее  $m_{pld}$ , получить при  $k_{AF}=0$  (идеальная конструкция ПКА с нулевой массой)

$$m_{pld} \le \frac{4\lambda}{27a_{10}^2}S - a_2(a_7 + a_9(a_5 + a_6))$$

Рассмотренный подход к предварительному проектированию позволяет определить основные характеристики ПКА: *m*, *l*,  $\lambda$ , обеспечивающие непрерывный полет ПКА с заданной полезной нагрузкой.

## 3.2. Метод определения базовых характеристик ПКА, обеспечивающих максимальную массу полезной нагрузки при заданной взлетной массе

Метод основан на оптимизации (минимизации) предложенной в (Montagrier O. et al., 2010) целевой функции MF - отношении массы взлетной нагрузки ПКА за вычетом массы полезной нагрузки к полной взлетной массе ПКА:

$$\frac{m_{pld}}{m} = 1 - \frac{m_{AF} + m_{sc} + m_{bat}}{m} + \frac{m_{mppt} + m_{prop} + m_{av}}{m} = 1 - MF.$$

При ограничениях *E*<sub>electot</sub>≤*E*<sub>sc</sub> (условие энергобалан-

са) и  $\frac{A_{SC}}{S} \leq \tau_{max}$ , где  $A_{sc}$  – площадь ФЭП, а  $\tau_{max}$  – ко-эффициент, характеризующий плотность размещения ФЭП на поверхности крыльев.

Процесс оптимизации осуществляется по методу Э. Торенбика (Torenbeek E., 1988), в соответствии с которым фиксируется максимально допустимая масса ПКА *m*, а также максимальное значение аэроди-

намического параметра  $\frac{C_Y^{\check{z}}}{C_X}$  и путем варьирования

оптимизируемых параметров ведется поиск их значений, удовлетворяющих критерию оптимальности *МF*<sub>min</sub>. В качестве оптимизируемых параметров рассматривают скорость полета V и коэффициент C<sub>Y</sub>.

Процедура оптимизации включает следующие шаги:

- фиксируются (задаются) максимально допустимая масса ПКА  $m_{\text{max}}$ , отношение  $\lambda$ , высота полета *h*, технологические параметры –  $\eta_{sc}$ ,  $\eta_{bat}$ ,  $\eta_{mppt}$ ,  $\eta_{prop}, k_{sc}, k_{bat}, k_{mppt}, k_{prop}, \tau_{max}$ , параметры, определяемые условиями решения задачи –  $\rho$ ,  $\phi$ , n, рассчитываются параметры  $I_{s max}$  и  $T_D$ ;
- варьируются параметры: скорость  $V \in [V_{\min}, V_{\max}]$
- и  $C_Y \in [C_{Y \min}, C_{Y \max}];$  определяются *S*,  $\lambda$ ,  $\frac{C_Y^3}{C_X}^2$ , а также масса ПКА за вычетом массы полезной нагрузки  $m_{AF}+m_{sc}+m_{mppt}+m_{bat}+m_{av}$

- определяется допустимая масса полезной нагрузки *m*<sub>pld</sub> и соответствующее значение целевой функции  $MF = 1 - \frac{m_{pld}}{m_{max}};$
- ведется поиск значений параметров, при которых достигается *MF*<sub>min</sub> и выполняется условие суточного энергобаланса;
- при достижении MF<sub>min</sub> фиксируются оптимальные значения V<sub>opt</sub> и C<sub>Yopt</sub>.

Изложенный подход к оптимизации параметров ПКА имеет целью обеспечить максимальную массу полезной нагрузки при заданной массе ПКА. Вместе с тем, исключены из рассмотрения возможности варьирования технологических параметров и параметров, определяемых из условий решаемой задачи.

## 3.3. Метол определения минимально допустимых размеров ПКА при заданных параметрах, определяемых решаемой задачей

Критерием реализуемости ПКА установлено соответствие требуемого для поддержания непрерывного полета отношения  $\lambda_{lev}$  и итеративно изменяемых параметров λ и S. Процедура оценки реализуемости ПКА включает следующие шаги (Colozza A.J., 1990):

1. Задаются в качестве исходных технологические параметры: m,  $\eta_{sc}$ ,  $\eta_{prop}$ ,  $\eta_{bat}$ ,  $\eta_{mppt}$ ,  $\tau_{max} \sim A_s/S$ ,  $k_{AF}$ ,  $k_{bat}$ ,  $k_{sc}$ ,  $k_{prop}, k_{mppt}$ , а также параметры, определяемые решаемой задачей:  $m_{pld}$ ,  $P_{pld}$ ,  $m_{av}$ ,  $P_{av}$ ,  $\rho$ , h, q, n.

- 2. Рассчитываются  $I_{smax}$ ,  $T_D$ ,  $T_N$ .
- 3. Устанавливаются границы варьирования:

$$\lambda \in [\lambda_{min}, \lambda_{max}], S \in [S_{min}, S_{max}].$$

4. Для заданного на *i*-й итерации значения  $\lambda_i$  определяются  $C_Y$  и  $C_X$ .

- 5. Для заданного на *j*-й итерации значения Sj:
- проверяется выход за пределы допустимого интервала  $S_i \leq S_{max}$ ;
- при выполнении этого неравенства осуществляется определение отношения  $\lambda_{lev}$  с требуемыми для поддержания непрерывного полета характеристиками, определяемыми на шаге 1 и 2. Исходным для этого является уравнение энергобаланса  $E_{sc} = E_{electot}$ , где  $E_{sc}$  определяется по формуле (11) с учетом того, что  $A_{sc} = S_j \tau_{max}$ ;
- из соотношения (4) для *E*<sub>electot</sub> определяется  $P_{electot}$ ;
- из соотношения (3) для *P*<sub>electot</sub> определяется *P*<sub>lev</sub>;
- из соотношения (2) для  $P_{lev}$  определяется  $l_{lev}$ ;
- вычисляется  $\lambda_{lev} = \frac{l_{lev}^2}{S_i}$ .

6. Проверяется соответствие  $\lambda_{lev} \ge \lambda_i$ , где  $\lambda_i$  задается на шаге 4. При положительном результате сравнения  $\lambda_{lev}$  и  $\lambda_i$  формируются оптимальные значения  $\lambda_{opt}$ ,  $l_{opt}$ ,

### ПРЕДВАРИТЕЛЬНОЕ ПРОЕКТИРОВАНИЕ ПСЕВДОКОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ: БАЗОВЫЕ МЕТОДЫ И КРИТЕРИИ ОСУЩЕСТВИМОСТИ

 $S_{opt}, \frac{C_Y^2}{C_{X opt}}$ . В противном случае осуществляется итеративное изменение  $S_j$  и  $\lambda_i$  до получения положительного результата сравнения. В случае отсутствия положительного результата может быть сделан вывод, что в заданных пределах значений *S* и  $\lambda$  не удается спроектировать ПКА с приемлемыми аэродинамическими характеристиками для осуществления непрерывного полета при заданных на шаге 1–2 условиях.

Для получения положительного результата можно перейти к варьированию технологических параметров, а также к изменению допустимых условий решения задачи. Так, например, в качестве варьируемых могут быть рассмотрены «двойки» параметров  $(k_{sc}, \eta_{sc}), (k_{bat}, \eta_{bat}), (k_{prop}, \eta_{prop}),$  определяющие характеристики солнечной батареи, аккумуляторной батареи и винтомоторной группы. Могут быть также установлены новые требования к  $P_{pld}$ ,  $m_{pld}$ ,  $P_{av}$ ,  $m_{av}$ , снижены требования к  $\phi$  и h и далее установлены сезонные ограничения для  $n_{min} \le n \le n_{max}$ .

## 4. Применение прогнозных моделей на этапе первоначального анализа реализуемости ПКА

Первоначальный анализ предполагает определение аэродинамического профиля ПКА и допустимого размаха крыльев. При этом учитываются как прочностные характеристики, так и ограничения на характеристики взлетно-посадочной полосы.

Исходя из существующего и прогнозируемого технологического уровня определяются специфические характеристики солнечной батареи  $k_{sc}$ ,  $\eta_{sc}$ , накопителя энергии  $k_{bal}$ ,  $\eta_{bal}$ , винтомоторной группы  $k_{prop}$ ,  $\eta_{prop}$ . Их значения могут изменяться в диапазонах:

$$\begin{aligned} k_{sc} &\in \left[ 1 \frac{\kappa^2}{M^2} - 3, 2 \cdot 10^{-2} \frac{\kappa^2}{M^2} \right]; \\ \eta_{sc} &\in \left[ 16 \div 17\% - 20 \div 24\% \right]; \\ \frac{1}{k_{bat}} &\in \left[ 220 - 600 \frac{\kappa^2}{Bm \cdot u} \right]; \\ k_{prop} &\in \left[ 2, 3 - 14, 6 \frac{\kappa^2}{\kappa Bm} \right]. \end{aligned}$$

Прогнозные значения параметров полезной нагрузки, автопилота и станции спутниковой связи могут быть выбраны в диапазоне:

*m<sub>pld</sub>*=20, 30, 70, 250 кг; *P<sub>pld</sub>*=200–350 Вт; *m<sub>av</sub>*=20–30 кг; *P<sub>av</sub>*≤500 Вт.

Для оценки технологического качества проектируемого ПКА может быть использовано соотношение

$$TL = \frac{W_{pld} = m_{pld}g}{W_{TO} = m_{TO}g} \cdot$$

На основе анализа этого показателя для уже созданных ПКА установлено, что на современном уровне технического развития (*Hajanmaleki M.*, 2011)

*TL*€[0,08–0,35].

В процессе проектирования может быть задан параметр TL и определен начальный взлетный вес  $W_{TO}$ .

Аналогично может быть определено начальное значение  $\lambda$ , характеризующее геометрию крыла. В известных проектах ПКА

λε[12–31].

По значению  $\lambda$  определяют число Освальда  $e \in [0,75-0,9]$  и коэффициенты  $C_{\gamma}$  и  $C_{\chi}$ .

Полученные прогнозные значения используются в дальнейшем для определения других базовых характеристик ПКА методом масштабирования. Метод основан на задании, исходя их общих требований к

ПКА, допустимой нагрузки на крыло  $\frac{W}{S}$ . Задание  $\frac{W}{S}$  предопределяет выбор конструкции ПКА и вы-

бор композитных материалов.

После определения характеристик атмосферы, уровня солнечного излучения, длительности дня и скорости ветра по прогнозным значениям W,  $\frac{W}{S}$ ,  $\frac{P}{W}$ ,  $\lambda$  вычисляются площадь крыльев S, V, V<sub>Y</sub> и другие характеристики. Оптимизация этих параметров составляет основное содержание первоначального проектирования после оценки начального веса ПКА.

Практический алгоритм структурного масштабирования применительно к ПКА приведен в (*Hall D.V. et al.*, 1984).

## заключение

Создание и применение ПКА для наращивания, а возможно, и для замены при решении задач регионального масштаба традиционных низкоорбитальных КА становится заметным инновационным направлением развития воздушно-космической техники. Приведенные здесь материалы составляют методологический аппарат для предварительного проектирования ПКА на концептуальном уровне. Вместе с тем за рамками статьи остались такие сложные проблемные вопросы создания и проектирования ПКА, как оценка аэродинамических, энергетических и массогабаритных соотношений на этапах взлета и посадки, с учетом реальных ветровых нагрузок, выполнения маневров (поворотов) при сильных ветровых нагрузках на малой скорости и при небольших числах Рейнольдса, определение реальной поляры ПКА и оценка реальных аэродинамических характеристик, прочностных характеристик и надежности отдельных элементов и ПКА в целом.

Актуальными для проектирования ПКА остаются вопросы создания интеллектуальных систем управления и обеспечения устойчивого полета в меняющихся и малоисследованных условиях околоземного космоса (стратосферы).

В перспективе можно ожидать, что совершенствование теории и практики создания ПКА приведет к разнообразным технологическим прорывам в области композитных конструкционных материалов, ФЭП, систем энергоснабжения, систем управления и их специального программного обеспечения и т.п., однако и в новых условиях приведенные в статье подходы к предварительному проектированию ПКА останутся актуальными.

#### список литературы

Гладышев П.П., Гременюк В.Ф., Залесский В.Б., Низмитдинов Р.Г. Фотовольтаические системы энергообеспечения объектов, базирующихся в атмосфере и ближнем космосе (беспилотные планеры и дирижабли). Дубна: Наукоград, 2014. 38 с.

*Медведев А.А.* Актуальность создания стратосферных летательных аппаратов самолетного типа // Авиакосмическая техника и технология. 2013. № 4. С. 3-5.

*Медведев А.А.* Особенности применения летательных аппаратов самолетного типа для полетов в стратосфере // Авиакосмическая техника и технология. 2013. № 4. С. 22-25.

Плешаков М.С., Асфацадурьян М.Ю., Федотов Д.Б., Корохов В.В. и др. Батареи систем электроснабжения межорбитального космического буксира «Фрегат» // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2014. № 1. С. 84-88.

*Bilal A.* Design, Development and Fabrication of Solar Powered HALE UAV // LAP LAMBERT Academic Publishing. 2012. 286 p.

*Colozza A.J.* Preliminary Design of a Long-Endurance Mars aircraft // NASA contractor Report 185243. AIAA-90-2000. 1990. 14 p.

*Dudec M., Tomczyk P.* Hybrid Fuel Cells-battery system as a main power unit for small UAV // Int. J. Electrochemical science. 2013. 8. P. 8442-8463.

*Duffie J.A., Beckman W.A.* Solar Engineering of Thermal processes // John Wiley & Sons, Inc., N.Y., Third Edition. 2006. 928 p.

*Gonzalez-Espasandin O., Leo T.J., Navarro-Averallo E.* Fuel cells: a real option for UAV propulsion // Scientific world journal V. Article ID 497642. 2014. 12 p.

*Hajanmaleki M.* Conceptional Design Method for Solar Powered aircrafts // 49th AIAA Aerospace Science Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. 2011. 10 p.

*Hall D.V., Hall S.A.* Structural Sizing of Solar Powered Aircraft // NASA Contractor Report 172313. 1984. 105 p.

*Hepperle M., Ruiz-Leon A., Runge H., Harwath J.* HALE Platforms – a feasibility study // Report of the Institute of Aerodynamics and Flow Technology, IB 124-2007/1. 2007. 81 p.

*Montagnier O., Bovet L.* Optimization of solarpowered HALE UAV // 2nd International Congress of the Aeronautics Science, ICAS 2010. 2010. 10 p.

*Nickol C.L., Guyn M.D.* HALE air vehicle analysis of alternatives and technology requirements development // NASA 2007. 111 р. [электронный ресурс]. Системные требования: Adobe Acrobat Reader. Дата обновления: 01.03.2007.URL:http://www.utrs.nasa.gov.archive/nasa/ casi.ntrs.nasa.gov/2007 001 7849 pdf (дата обращения: 27.08.2014).

*North A*. Design of Solar Powered Airplanes for continuous flight // DISS. 2008. ETH № 18010. 196 p.

North A., Engel W., Siegwart R. Design of Solar Powered Airplanes for continuous flight // In ETH2 lecture «Aircraft and Spacecraft systems Design, modeling and control». 2007. 18 p.

*Romeo G., Frullar G., Borello F., Cestino E.* Heliplat: HALE solar powered platform for border patrol and forest fire detection. 2012. 10 р. [электронный ресурс]. Системные требования: Adobe Acrobat Reader. Дата обновления: 17.08.2014. URL: http://www.giulio. romeo@polito.it (дата обращения: 17.08.2014).

Stengel R. Aircraft Flight Dynamics // МАЕ 331. 2008. [электронный ресурс]. Системные требования: Adobe Acrobat Reader. Дата обновления: 09.06.2014. URL: http://www.princeton.edu/~stengel/mae331 (дата обращения: 17.08.2014).

*Torenbeek E.* Synthesis of subsonic airplane design // Delpht University Ress. 1988. 624 p.

Статья поступила в редакцию 06.11.2014 г.

## МЕТОД ИДЕНТИФИКАЦИИ БЕЗРАЗМЕРНЫХ ПАРАМЕТРОВ ТЕЧЕНИЯ ПОТОКОВ ЖИДКОСТИ В ШАРИКОВЫХ ПРЕДОХРАНИТЕЛЬНЫХ И ПЕРЕЛИВНЫХ КЛАПАНАХ РУЛЕВЫХ МАШИН РАКЕТ И МАРШЕВЫХ ДВИГАТЕЛЬНЫХ УСТАНОВОК КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

THE IDENTIFICATION METHOD FOR THE NON-DIMENSIONAL PARAMETERS OF LIQUID FLOWS IN BOLL SAFETY AND RELIEF VALVES OF ROCKET STEERING ACTUATORS AND SC MAIN PROPULSION SYSTEMS



**О.Б. Белоногов**<sup>1</sup>, кандидат технических наук, post@rsce.ru; **О.В. Belonogov** 

Статья содержит результаты разработки метода идентификации безразмерных параметров течения потоков жидкости в шариковых предохранительных и переливных клапанах рулевых машин ракетных блоков, а также разработки итерационного метода расчета безразмерных параметров течения потоков жидкости в них при математическом моделировании рулевых машин.

## Ключевые слова:

шариковый предохранительный клапан; шариковый переливной клапан; рулевая машина; поток жидкости; метод идентификации; безразмерный параметр.

## введение

Назначение шариковых предохранительных и переливных клапанов, применяемых в автономных однокаскадных электрогидравлических рулевых машинах (PM) разгонных блоков и космических аппаратов (Хартов В.В., 2011; Полищук Г.М., Пичхадзе К.М., Ефанов В.В., Мартынов М.Б., 2009; БеThe article considers the results of the identification method elaboration for the non-dimensional parameters of liquid flows in boll safety and relief valves of the rocket steering actuators and the results of iterative calculation method elaboration for the non-dimensional parameters of liquid flows in boll safety and relief valves for steering actuators mathematical modeling.

Key words: boll safety valve; boll relief valve; steering actuator; liquid flow; identification method; non-dimensional parameter.

лоногов О.Б. и др., 1998) – предохранять РМ от перегрузки или регулировать и поддерживать заданное давление нагнетания. В некоторых случаях, помимо функции управления положением камеры сгорания (КС) двигателя космического летательного аппарата, на них возлагается дополнительная функция демп-

<sup>&</sup>lt;sup>1</sup> ОАО РКК «Энергия» им. С.П. Королёва, Россия, Московская область, г. Королёв.

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

фирования ударно-волновых и импульсных нагрузок, действующих на КС в отдельные моменты времени в течение всего полета (*Белоногов О.Б. и др.*, 1996). Работа РМ в таких условиях осуществляется за пределами их усилия торможения, определяемого настройкой предохранительных клапанов, которые в этом случае исполняют роль демпферных дросселей. Поэтому очень важно при расчете и моделировании РМ знать и уметь определять действительные параметры характеристик таких клапанов, поскольку в литературе они освещены недостаточно.

Статья посвящена разработке экспериментальнорасчетного метода идентификации безразмерных параметров течения потоков рабочей жидкости через шариковые предохранительные и переливные клапаны, определяющих их пропускную способность, а также разработке итерационного метода расчета этих параметров для математического моделирования работы рулевых машин ракет.

## 1. Постановка задачи

Если экспериментальное определение коэффициента расхода зазора клапана µ методом проливки не вызывает особых затруднений, то непосредственное определение коэффициента сжатия потока є для зазора сложной пространственной формы практически невозможно. Поэтому для его определения возникла необходимость разработки оригинального косвенного метода.

В основу проведенных экспериментальных исследований был положен разработанный и предложенный автором способ определения характеристик безразмерных параметров течения потоков рабочей жидкости в зазорах клапанов (*Cnocoб onpedeneния характеристик*..., 2003), защищенный патентом Российской Федерации и основанный на гипотезе о том, что мерой соотношения между коэффициентом расхода зазора клапана μ, коэффициентом сжатия потока в нем ε и числом Рейнольдса потока Re при известном угле истечения потока в зазоре β является сумма гидростатической и стационарной составляющей гидродинамической силы, действующей на затвор клапана со стороны обтекающего затвор потока рабочей жидкости.

Согласно разработанному способу определения характеристик безразмерных параметров течения потоков рабочей жидкости в зазорах предохранительных и переливных клапанов экспериментальные исследования проводились методом проливки с одновременным измерением перемещения нагруженного пружиной (без начального поджатия пружины) затвора клапана под действием на него гидростатической и стационарной составляющей гидродинамической силы.

## 2. Экспериментальные исследования процессов течения потоков в шариковых предохранительных и переливных клапанах

Для проведения исследований процессов течения потоков жидкости в шариковых предохранительных и переливных клапанах была создана экспериментальная установка, схема которой представлена на рисунке 1.



 1 – затвор клапана; 2 – корпус клапана; 3 – подводная магистраль клапана; 4 – сливное отверстие клапана;
 5 – резервуар рабочей жидкости; 6 – магистраль всасывания; 7 – насос; 8 – приводной электродвигатель;
 9 – ресивер; 10 – обратная магистраль; 11 – вентиль;
 12 – предохранительный клапан; 13 – магистраль нагнетания; 14 – вентиль; 15 – датчик давления нагнетания;
 16 – датчик давления слива; 17 – гидравлический переключатель направления потока; 18 – таймер; 19 – датчик расхода; 20 – мерная емкость; 21 – демпфер; 22 – набор разрезных шайб; 23 – нагрузочная пружина; 24 – регулировочная гайка; 25 – датчик малых перемещений; 26 – вторичная измерительная аппаратура; 27 – испытательный резервуар; 28 – магистраль слива.

рисунок 1. Схема экспериментальной установки

Эксперименты проводились следующим образом. Предварительно, с помощью набора разрезных шайб 22 и регулировочной гайки 25, устанавливался затвор клапана 1 в положение относительно корпуса 2, соответствующее нулевому зазору и нулевому поджатию нагрузочной пружины 23.

Приводной электродвигатель 8 при подаче на него напряжения питания приводил во вращение насос 7, в результате чего рабочая жидкость из резервуара 5 по магистрали всасывания 6 поступала в насос 7. В свою очередь, насос 7 подавал рабочую жидкость

#### МЕТОД ИДЕНТИФИКАЦИИ БЕЗРАЗМЕРНЫХ ПАРАМЕТРОВ ТЕЧЕНИЯ ПОТОКОВ ЖИДКОСТИ В ШАРИКОВЫХ ПРЕДОХРАНИТЕЛЬНЫХ И ПЕРЕЛИВНЫХ КЛАПАНАХ РУЛЕВЫХ МАШИН РАКЕТ И МАРШЕВЫХ ДВИГАТЕЛЬНЫХ УСТАНОВОК КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

в ресивер 9, обратную магистраль 10, через которую и установленный в ней вентиль 11 часть рабочей жидкости перетекала обратно в резервуар 5 и в магистраль нагнетания 13. Из магистрали нагнетания 13 рабочая жидкость поступала через вентиль нагнетания 14 в установленный в испытательном резервуаре 27 исследуемый клапан, состоящий из затвора 1 и корпуса 2. Из клапана рабочая жидкость через магистраль слива 28 и гидравлический переключатель направления потока 17, управляемый таймером 18, направлялась или в мерную емкость 20, или через датчик расхода 19 в резервуар рабочей жидкости 5.

Вращением ручек вентилей 11 и 14 по манометру 15 устанавливалось давление нагнетания  $p_{\rm H}$ , а по сигналу с датчика давления 16 контролировалось давление слива  $p_{\rm c}$ . Таким образом обеспечивались требуемые значения перепада давления  $\Delta p = p_{\rm H} - p_{\rm c}$ .

В процессе проведения проливок регистрировались давление нагнетания  $p_{\rm H}$  и давление слива  $p_{\rm c}$  по соответственно сигналам с датчика давления 15 и с датчика давления 16. Под действием гидростатического и гидродинамического давлений со стороны рабочей жидкости подвижный затвор 1 клапана смещался в корпусе 2, преодолевая усилие, развиваемое нагрузочной пружиной 23, при этом демпфер 21 способствовал уменьшению колебаний подвижного затвора 1 клапана.

При проливке зазора клапана с увеличением перепада давления на нем  $\Delta p$  увеличивались значение перемещения затвора клапана относительно седла его корпуса *Y* и площадь его проходного сечения *S*.

При каждом фиксированном значении перепада давления  $\Delta p$  на зазоре клапана в установившемся режиме с помощью мерной емкости 20 или датчика расхода 19 определялись расходы рабочей жидкости Q, протекающей через зазор клапана, а с помощью датчика линейных перемещений 25 (линейного дифференциального трансформатора ЛДТ-109 с диапазоном измерений ±1 мм), чувствительный элемент которого соединен с подвижным затвором 1 клапана, и вторичной электроизмерительной аппаратуры 26 (фазочувствительного выпрямителя и вольтметра) определялось перемещение подвижного затвора 1 клапана Y относительно седла его корпуса 2.

В качестве рабочей жидкости при проведении экспериментов использовалась рабочая жидкость ЛЗ-МГ-2.

Для обеспечения перемещения *Y* подвижного затвора 1 в диапазоне значений, обеспечивающих ненасыщение площади проходного сечения зазора клапана *S* при больших значениях расходов рабочей жидкости *Q*, протекающих через зазор клапана, использовались пружины 23 с различными значениями коэффициента упругости.

Для измерения давления нагнетания до 30 кгс/см<sup>2</sup> (3 МПа) использовался датчик давления 2МД-40Т, а свыше – 2МД-100Т со вторичной аппаратурой. Дав-

ление слива измерялось датчиком 2МД-6Т. Для измерения расходов до 100 см<sup>3</sup>/с использовалась мерная емкость, а для расходов свыше этого значения – турбинный преобразователь расхода ТПР9-1-1.

Экспериментальные данные, полученные в результате измерений, представлены в таблице 1.

_		1	
перепад давления на зазоре клапана, кгс/см <sup>2</sup>	расход через зазор клапана, см <sup>3</sup> /с	перемещение затвора клапана, см	коэффициент упругости пружины клапана, кгс/см
0,289499	0,56	0,00356030	
0,373340	1,05	0,0045820	
0,466170	2,08	0,0056886	
0,630790	4,04	0,00761875	
0,976800	9,10	0,01153000	10.2
1,566100	20,30	0,01771000	10,2
2,241110	35,20	0,02431000	
3,100000	56,06	0,03231000	
4,530000	95,30	0,04500000	
7,954900	220,70	0,07800000	
9,933200	360,80	0,11210000	
21,25500	512,20	0,11158000	
21,81111	630,50	0,13296996	21,6
33,59510	720,40	0,12403000	33,1
41,91770	795,30	0,12306000	41,2
61,77290	950,50	0,12224000	60,4

таблица 1 – Результаты экспериментов

## 3. Математический идентификационный метод обработки результатов экспериментов

Для обработки результатов экспериментов была создана специальная компьютерная программа, позволяющая для рассматриваемого типа клапана по значениям расхода рабочей жидкости Q, перепада давления  $\Delta p$  и перемещения шарикового затвора клапана Y получать искомые значения коэффициента расхода клапана  $\mu$ , коэффициента сжатия потока в клапане  $\varepsilon$  и числа Рейнольдса Re.

Приведем вывод уравнений идентификационного метода, положенного в основу компьютерной программы.

Перед выводом уравнений были сделаны следующие допущения:

- ввиду кратковременности процессов температура рабочей жидкости полагается постоянной;
- угол наклона суммарного вектора скорости потока в зазоре между затвором и седлом клапана к оси плунжера затвора полагается постоянным;
- параметры течения потоков рабочей жидкости через клапан полагаются зависящими от средних значений плотности и вязкости жидкости на его входе и выходе;
- избыточное давление на выходе клапана полагается отсутствующим.

В соответствии с методами комплексного моделирования физических свойств рабочих жидкостей, изложенными в работе (*Белоногов О.Б. и др.* Моделирование физических свойств..., 1997), значения плотности р и вязкости v рабочей жидкости на входе (нагнетание) и выходе (слив) клапана можно определить следующими функционалами:

 $\rho_{\rm H} = \rho(t, p_{\rm H});$ 

$$v_{\rm H} = v(t, p_{\rm H})$$

$$\rho_{\rm c}=\rho(t, p_{\rm c});$$

 $v_{c}v(t, p_{c}),$ 

где  $\rho_{\rm H}$  и  $\nu_{\rm H}$  – соответственно плотность и вязкость рабочей жидкости перед клапаном;  $\rho_{\rm c}$  и  $\nu_{\rm c}$  – то же за клапаном; t – температура рабочей жидкости.

Тогда, на основании предпоследнего допущения, средние значения плотности и вязкости рабочей жидкости, протекающей через зазор, можно определить как

 $\rho_{{}^{_{\!\!\!\!H,c}\!}}\!\!=\!\!(\rho_{{}^{_{\!\!\!H}}}\!\!+\!\!\rho_{{}^{_{\!\!\!C}}})\!/2;$ 

 $v_{\rm H.c} = (v_{\rm H} + v_{\rm c})/2.$ 

Записываем уравнение баланса сил на затворе клапана с учетом сделанных допущений (Попов Д.Н., 1987)

$$K_{\rm m}Y = \frac{\pi d_{\kappa}^2}{4} \Delta p - \rho Q \left(\frac{Q}{\varepsilon S} \cos\left(\frac{\Theta}{2}\right) - \frac{4Q}{\pi d_{\kappa}^2}\right),\tag{1}$$

где  $K_{\rm n}$  – коэффициент упругости пружины клапана;  $\varepsilon_{\rm k}$  – коэффициент сжатия потока в клапане;  $\Theta$  – угол наклона суммарного вектора скорости потока в зазоре между затвором и седлом клапана к оси плунжера;  $d_{\rm k}$  – диаметр подводной магистрали клапана; *S* – площадь проходного сечения клапана, в соответствии с работой (*Белоногов О.Б. и др.*, 1996) определяемая как

$$S = \frac{\pi Y \sin(\Theta) \left( d_{\text{III}} + Y \cdot \sin\left(\frac{\Theta}{2}\right) \right)}{2},$$

здесь  $d_{\rm m}$  – диаметр шарика затвора.

Расход рабочей жидкости через клапан определяется известным уравнением (*Белоногов О.Б. и др.* Итерационный метод расчета...,1997)

$$Q = \mu S \sqrt{\frac{2}{\rho_{\rm H,c}}} \cdot \sqrt{\Delta p} \,. \tag{2}$$

Из уравнений (1) и (2) можно получить идентификационные выражения для искомых параметров µ и є:

$$\mu = \frac{Q}{S\sqrt{\frac{2}{\rho_{\rm H,c}}} \cdot \sqrt{\Delta p}};$$

$$\varepsilon = \frac{Q\cos\left(\frac{\Theta}{2}\right)}{\left(\frac{\pi d_{\kappa}^2}{4\rho_{\rm H,c}}\Delta p - \frac{K_{\rm n}Y}{\rho_{\rm H,c}Q} - \frac{4Q}{\pi d_{\kappa}^2}\right)},$$

а число Рейнольдса Re для клапанов в соответствии с (Данилов Ю.Л., Кирилловский Ю.Л., Колпаков Ю.Т., 1990) определяется с помощью выражения

$$Re = \frac{2Q}{\pi d_{\rm K} v_{\rm H,c} \varepsilon}.$$

Результаты математической обработки данных, полученных в процессе проведения указанных выше экспериментов, приведены в таблице 2 и на рисунке 2.

Для наиболее точной аппроксимации зависимостей коэффициента расхода µ и коэффициента сжатия потока є в зазоре клапана от числа Рейнольдса Re может быть применен метод сплайн-интерполяцииэкстраполяции, в соответствии с которым зависимости можно представить в виде

 $\mu = \text{spl}(\text{Re}); \tag{3}$ 

$$\varepsilon = \operatorname{spl}(\operatorname{Re}).$$
 (4)

На рисунке 2 представлены графики сплайн-интерполяции-экстраполяции зависимостей, полученных по формулам (3), (4).



\*\*\* – результаты математической обработки экспериментов;

— – результаты сплайн-интерполяции-экстраполяции.

**рисунок 2.** Зависимости  $\mu = \mu(Re)$  и  $\epsilon = \epsilon(Re)$ 

## 4. Итерационный метод расчета параметров течения потоков жидкости через предохранительные и переливные клапаны

На основании проведенных исследований и полученных моделей потоков разработан и предложен итерационный метод расчета параметров течения потоков рабочей жидкости через предохранительные и переливные клапаны рулевых машин в соответствии

#### МЕТОД ИДЕНТИФИКАЦИИ БЕЗРАЗМЕРНЫХ ПАРАМЕТРОВ ТЕЧЕНИЯ ПОТОКОВ ЖИДКОСТИ В ШАРИКОВЫХ ПРЕДОХРАНИТЕЛЬНЫХ И ПЕРЕЛИВНЫХ КЛАПАНАХ РУЛЕВЫХ МАШИН РАКЕТ И МАРШЕВЫХ ДВИГАТЕЛЬНЫХ УСТАНОВОК КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

**таблица 2** – Результаты математической обработки экспериментов

число	коэффициент	коэффициент
Рейнольдса	расхода	сжатия потока
12,1170	0,2381	0,9804
23,3056	0,3050	0,9558
46,7736	0,4349	0,9433
91,3835	0,5408	0,9376
208,620	0,6431	0,9247
480,410	0,7314	0,8952
849,710	0,7654	0,8770
1381,68	0,7714	0,8581
2422,62	0,7657	0,8307
5817,46	0,7396	0,7981
9759,24	0,7215	0,7761
13961,70	0,7042	0,7608
17331,84	0,7002	0,7540
19646,83	0,6980	0,7505
21582,26	0,6964	0,7476
25464,14	0,6912	0,7418

с опытом разработки подобных методов, изложенным в работе (Белоногов О.Б. и др. Итерационный метод расчета..., 1997). Метод заключается в решении следующей системы нелинейных алгебраических и трансцендентных уравнений:

$$\begin{cases}
Q = \mu S \sqrt{\frac{2}{\rho_{\text{H,C}}}} \sqrt{\Delta p}; \\
\mu = spl(Re); \\
\varepsilon = spl(Re); \\
Re = \frac{2Q}{\pi d_{\text{K}} v_{\text{H,C}} \varepsilon}.
\end{cases}$$
(3)

Решение системы уравнений (3) возможно с помощью итерационного метода, изложенного в работе (Белоногов О.Б., Жарков М.Н., 1997) и применяемого, например, для регрессионной идентификации (Белоногов О.Б., 2014).

## заключение

По результатам проведенных работ и исследований можно сделать следующие выводы:

1. Разработан и предложен метод идентификации безразмерных параметров течения потоков рабочей жидкости в зазорах шариковых предохранительных и переливных клапанов рулевых машин ракет, позволяющий получать характеристики зависимостей коэффициентов расхода и сжатия потока в проходных сечениях зазоров клапанов от числа Рейнольдса.

2. На основе проведенных исследований разработан и предложен итерационный метод расчета параметров течения потоков рабочей жидкости через предохранительные и переливные клапаны рулевых машин ракет, использующий сплайн-интерполяцииэкстраполяции зависимостей коэффициентов расхода и сжатия потока в проходных сечениях зазоров клапанов от числа Рейнольдса.

## список литературы

Белоногов О.Б. и др. Особенности схемно-конструктивных решений и функционирования электрогидравлических рулевых машин ракет (краткий технико-исторический обзор) // Ракетно-космическая техника. Сер. XII. 1998. Вып. 3-4. С. 3-25.

Белоногов О.Б. и др. Демпфирование ударных нагрузок в системе управления вектором тяги орбитального корабля «Буран» // Ракетно-космическая техника. Сер. XII. 1996. Вып. 1. С. 29-52.

Белоногов О.Б. и др. Итерационный метод расчета параметров течений рабочей жидкости в соединительных трубопроводах, каналах, проточных элементах и клапанах // Ракетно-космическая техника. Сер. XII. 1997. Вып. 1. С. 97-106.

Белоногов О.Б. и др. Моделирование физических свойств рабочих жидкостей рулевых машин и гидроприводов // Ракетно-космическая техника. Сер. XII. 1997. Вып. 1. С. 107-117.

Белоногов О.Б. Регрессионные методы идентификации параметров энергетических потерь шестеренных насосов рулевых машин ракет // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2014. № 4. С. 56-61.

Белоногов О.Б., Жарков М.Н. Модификация метода Зейделя для расчета статических характеристик рулевых машин и электрогидравлических приводов // Ракетно-космическая техника. Сер. XII. 1997. Вып. 1. С. 118-120.

Данилов Ю.Л., Кирилловский Ю.Л., Колпаков Ю.Т. Аппаратура объемных гидроприводов: Рабочие процессы и характеристики. М.: Машиностроение, 1990. 272 с.

Полищук Г.М., Пичхадзе К.М., Ефанов В.В., Мартынов М.Б. Космические модули комплекса «Фобос-Грунт» для перспективных межпланетных станций // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2009. № 2. С. 3-7.

Попов Д.Н. Динамика и регулирование гидрои пневмосистем: Учебник для вузов по специальностям «Гидропневмоавтоматика и гидропривод» и «Гидравлические машины и средства автоматики». 2-е изд., перераб. и доп. М: Машиностроение, 1987. 464 с.

Способ определения характеристик безразмерных параметров течения потоков рабочей жидкости в зазорах клапанов: патент РФ № 2219401 / О.Б. Белоногов; заявл. 21.01.2002; опубл. 20.12.2003. Бюлл. № 35.

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

Статья поступила в редакцию 04.08.2014 г.
**B.C. Брусов**<sup>1</sup>, профессор, доктор технических наук, vsbrusow@mail.ru; **V.S. Brusov**  **Х.Ж. Карчаев<sup>2</sup>**, кандидат экономических наук, kar@laspace.ru; **Kh.Zh. Karchaev** 

К.М. Пичхадзе<sup>2</sup>, профессор,

профессор, доктор технических наук, Pitchkhadze@laspace.ru; **K.M. Pichkhadze**  **В.В.** Семенов<sup>3</sup>,

профессор, доктор экономических наук, otdelenie701@mail.ru; V.V. Semenov

### В статье рассматриваются вопросы создания беспилотных летательных аппаратов (БЛА) на солнечной энергии: особенности проектных моделей, описание внешних условий, методов выбора облика. Приводится возможный облик высотного БЛА с солнечной энергоустановкой (СБЛА).

Ключевые слова:

беспилотный летательный annapam; солнечная энергия; системы и элементы; характерные параметры; внешние условия; задачи проектирования.

## введение

В последнее десятилетие, в дополнение к широкому спектру средств для дистанционного зондирования Земли - беспилотных летательных аппаратов и орбитальных КА (Хартов В.В. и др., 2014), появился новый технический объект - высотный БЛА с солнечной энергоустановкой для длительных полетов (в перспективе - несколько лет) в стратосфере (диапазон высот 20-30 км). Появление таких аппаратов предопределено возросшим техническим уровнем всех компонент, необходимых для создания летательных аппаратов, использующих для полета солнечную энергию: фотоэлектрических преобразователей (ФЭП), накопителей электроэнергии, конструкционных материалов. Получены значительные результаты: рекорд высоты 29523 м, установленный ЛА «Helios HP01» в августе 2001 года; рекорд про-

# PROBLEMS OF PSEUDO SATELLITES DEVELOPMENT – SOLAR-POWERED HIGH ALTITUDE ATMOSPHERIC UNMANNED AERIAL VEHICLES

**H.H. Клименко**<sup>2</sup>, кандидат технических наук, Klimenko@laspace.ru; **N.N. Klimenko**  **М.Б. Мартынов**<sup>2</sup>, кандидат технических наук, Martynov@laspace.ru; **М.В. Martynov** 

**Р.Ч. Таргамадзе**<sup>2</sup>, кандидат технических наук, targamadze@laspace.ru; **R.Ch. Targamadze** 

The article presents issues of the solar-powered unmanned aerial vehicles development: special features of design models, description of external conditions, methods of design selection. A possible design of high altitude unmanned aerial vehicle with solar power supply (SPS) is overviewed.

Key words: unmanned aerial vehicle; solar energy; systems and elements; project parameters; external conditions; design tasks.

должительности 336 ч 21 мин для ЛА тяжелее воздуха, установленный ЛА «Zephyr-2» в июле 2010 года, и круглосуточный полет пилотируемого самолета «Solar Impulse HB-SIA» 9 июля 2010 года.

СБЛА, способные летать на больших высотах в течение нескольких лет, могут конкурировать с орбитальными спутниками, имея при этом определенные преимущества:

1. СБЛА, при аналогичной с орбитальными КА областями покрытия, могут изменять траекторию полета, покрывая зоны наибольшего интереса.

2. В силу сравнительно малой скорости полета СБЛА практически висит над областью наблюдения, аналогично спутнику на геостационарной орбите. При этом, из-за меньшего расстояния до Земли, достижимы более высокие характеристики разреше-

<sup>&</sup>lt;sup>1</sup> ФГБОУ ВПО «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)», Россия, г. Москва.

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

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

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

<sup>&</sup>lt;sup>3</sup> ФГУП «ЦНИИмаш», Россия, Московская область, г. Королев.

Federal Enterprise «TsNIImash», Russia, Moscow region, Korolev.

ния целевой аппаратуры при ее меньшей массе и стоимости.

3. Осуществляя взлет и посадку с аэродромных полос, СБЛА может выводиться из эксплуатации в случае острой необходимости для обслуживания (модернизации или ремонта), что невозможно в случае применения КА.

В силу указанных функциональных возможностей СБЛА, практически аналогичных возможностям орбитальных спутников, в техническом лексиконе для определения СБЛА укрепились названия: «псевдокосмический аппарат» (ПКА), «атмосферный спутник» (АС). Прогнозируемая стоимость снимков земной поверхности, полученных с СБЛА, будет около \$5/км<sup>2</sup>, что в несколько раз меньше стоимости информации, получаемой с помощью КА.

# 1. Мировой опыт создания атмосферных спутников

В мире создано большое количество летательных аппаратов, использующих для полета солнечную энергию. На рисунке 1 показаны примеры таких конструкций: беспилотные ЛА «Helios HP01» и «Solar Eagle» (США).





рисунок 1. СБЛА «Helios HP01» (а), «Solar Eagle» (б)

В таблице 1 приведены основные массовые и геометрические характеристики некоторых ЛА с солнечной энергоустановкой, которые были созданы в последние десятилетия либо находятся в стадии создания. Для сравнения приведены характеристики высотного БЛА с турбореактивным двигателем Global Hawk.

Следует отметить, что полет первого в мире БЛА «Sunrise I», использующего солнечное излучение в качестве единственного источника энергии, состоялся в ноябре 1974 года. Однако реальные практически полезные результаты были достигнуты лишь в последнее десятилетие благодаря прогрессу:

- в технологии создания преобразователей солнечной энергии в электрическую;
- в технологии производства высокоэффективных накопителей энергии (химических аккумуляторов и топливных элементов, используемых в регенерируемых электрохимических устройствах);
- в технологии создания высокомодульных углеродных композиционных конструкционных материалов.
- Структура типичного СБЛА приведена на рисунке 2.



 несущая конструкция для создания подъемной силы, на поверхности которой размещены ФЭП; 2 – ФЭП;
 двигатели с воздушными винтами; 4 – отсек с целевой аппаратурой; 5 – накопители электроэнергии; 6 – органы управления.

рисунок 2. Структура типичного СБЛА

Такой СБЛА, снабженный электрическим двигателем и воздушным винтом, взлетает на заданную высоту, используя бортовую систему электропитания (солнечные батареи, аккумулятор). Располагаемая солнечная энергия в дневное время расходуется для осуществления полета и питания бортовой аппаратуры, а ее излишки аккумулируются в накопителях (электрохимических аккумуляторах, регенерируемых топливных элементах либо суперконденсаторах). Накопленная энергия затем используются во время суток, когда энергии Солнца недостаточно для осуществления полета. Структурная схема системы электроснабжения СБЛА показана на рисунке 3.

БПА/порометр	взлетная масса,	размах,	площадь крыла,	высота полета,	целевая нагрузка,	длительность	
BJIA/IIapamerp	КГ	Μ	M <sup>2</sup>	М	КГ	полета	
БЛА с солнечной энергоустановкой							
«Helios»	930	75.3	186.6	30000	180		
«Pathfunder Plus»	315	36.3	87.12	30000	50		
«Zephyr»	53	22.5	40	20000	2.5	336 часов	
«Solar Eagle» (проект)	1800	120	600	30000	400	5 лет	
«Solara 50»(проект)	160	50	100	21000-24000	32	5 лет	
«Solara 60»(проект)	350	60	200	21000-24000	100	5 лет	
БЛА с ТРДД							
«Global Hawk 4B»	14500	40	60	20000	1340	36 часов	

таблица 1 – Параметры высотных БЛА



**рисунок 3.** Общая схема преобразования солнечного излучения в системе энергоснабжения СБЛА

# 2. Внешние факторы

Рассмотрим основные внешние факторы, сопутствующие полету СБЛА или делающие возможным такой полет.

## 2.1. Солнечное излучение

Средняя мощность солнечного излучения, проходящего через перпендикулярную солнечным лучам площадку вне атмосферы Земли, равна 1366 Вт/м<sup>2</sup>. Мощность же излучения, падающего на площадку ФЭП СБЛА, зависит от множества факторов:

- расстояния до Солнца, которое зависит от сезонного положения Земли относительно Солнца при движении по плоскости эклиптики: зимой (для северного полушария) это расстояние равно 147 млн. км, летом – 152 млн. км;
- ориентации ФЭП относительно Солнца, которая в свою очередь, зависит от расположения ФЭП на поверхности СБЛА (как правило, большая часть ФЭП размещена на несущих поверхностях, однако с целью увеличения количества получаемой солнечной энергии конструкторы размещают часть ФЭП и на других частях СБЛА: вертикальном и горизонтальном оперении, балках); от кривизны профиля крыла;
- ориентации СБЛА относительно земной системы координат: положения ц.м. (долгота, широта) и угловой ориентации (углы тангажа, крена,

рыскания), т.к. при полете СБЛА ориентируется определенным образом относительно Земли, будь то набор высоты, горизонтальный полет или снижение;

- высоты полета, т.к. большая часть мощности излучения поглощается при прохождении через толщу атмосферы;
- ориентации Земли относительно Солнца в зависимости от сезона, времени суток. Зимой (для северного полушария), вследствие наклона земной оси к плоскости эклиптики на 23.45°, на поверхность Земли падает меньшее количество энергии, т.к. большая часть ее поглощается в атмосфере в процессе более длинного пути лучей через нее, несмотря на более близкое расстояние Земли от Солнца.

Таким образом, СБЛА получает различное количество солнечной энергии в различные время года, время суток, при различной ориентации ФЭП и географических координатах зоны, в которой проходит полет СБЛА. Для примера, в таблице 2 показано полученное на основании многолетних наблюдений месячное суммарное количество солнечной энергии, достигаемой поверхности Земли, в различных географических районах при различной ориентации приемников излучения (*Таблицы инсоляции*, 2014).

**таблица 2** – Величина суммарной месячной солнечной инсоляции для различных регионов России (кВт·ч/м<sup>2</sup>)

регион/угол наклона площадки	зима	весна	лето	осень
Сочи (43.6° с.ш.)				
горизонтальная	35-55	84–167	185–207	54–130
вертикальная	68–77	78–87	86–114	98–120
Москва (55.7°с.ш.)				
горизонтальная	3–35	79–161	130–167	17-83
вертикальная	26–58	105-108	101-109	39–87
Петрозаводск (61° с.ш.)				
горизонтальная	2–20	67–141	101–167	8–57
вертикальная	3-41	102-120	98–114	14–68

Поскольку потери энергии солнечного излучения в атмосфере являются важнейшим фактором в определении располагаемой мощности на борту СБЛА, увеличение высоты полета с этой точки зрения весьма полезно. Примеры суточного (лето), на высотах 0 км и 20 км, и суммарного месячного изменения интенсивности солнечного излучения на горизонтальной поверхности для широты Сочи показаны на рисунке 4.



**рисунок 4.** Изменение суточной (**a**) и суммарной месячной (**b**) мощности солнечного излучения

## 2.2. Атмосферные условия

Полет на больших высотах сопряжен с преодолением некоторых сопутствующих проблем, связанных с изменением параметров земной атмосферы по высоте (рисунок 5).



**рисунок 5.** Характеристики атмосферы в диапазоне высот полета СБЛА

Зависимость параметров атмосферы от высоты полета регламентируется ГОСТ 4401-81 «Атмосфера стандартная».

**Температура воздуха.** Зависимость температуры от высоты полета может быть описана следующим выражением:

*T*=*T*<sub>0</sub>-0.0065*H* при *H*<11000 м;

*T*=*T*<sub>0</sub>-70 *К* при 11000 м <*H*<20000 м;

*T*=*T*<sub>0</sub>-0.001*H* при 20000 м <*H*<30000 м.

Для высот полета 20–25 км характерны низкие температуры (около –57°С, 220 К), которые отрицательно сказываются на работе оборудования и конструкции атмосферного спутника. При таких низких температурах значительно снижается эффективность/емкость аккумуляторных батарей, что требует температурной стабилизации отсеков с аккумуляторами на уровне, соответствующем максимуму их эффективности. Низкая температура положительно сказывается только на эффективности ФЭП: на высоте 30 км эффективность возрастает на 10%.

Скорость ветра. С ростом высоты полета скорость струйных течений изменяется от максимальной на высоте 10 км до минимальной на высоте 20–25 км (порядка 2–3 м/с). С этой точки зрения такая высота полета наиболее благоприятна для длительных полетов.

**Плотность воздуха**  $\rho$  связана с температурой *Т* и дав-

лением p уравнением состояния газа  $\rho = \frac{p}{RT}$ , где R - p

универсальная газовая постоянная (287.053 Дж·кг<sup>-1</sup>К<sup>-1</sup>), и уменьшается по высоте в соответствии с изменением температуры и давления. Изменение давления по высоте в соответствии с ГОСТ 4408-81 описывается выражением:

 $lg(p)=lg(p_0)+5.25lg(T(H)/T_0)$  для высот полета 11000 м;

 $lg(p)=lg(p_0)-0.015H/T(H)$  для высот 11000 м <H <20000 м;

 $lg(p)=lg(p_0)-34lg(T(H)/T_0)$ для высот 20000 м <H <30000 м.

На высоте 30 км плотность атмосферы в 67 раз меньше плотности на уровне моря.

**Вязкость воздуха.** С увеличением высоты полета изменяется вязкость воздуха, динамическая  $\mu = \frac{\beta_s \cdot T^{\frac{3}{2}}}{T+S}$  (Па·с) и кинематическая  $v = \frac{\mu}{\rho}$  (*м*/*c*), где  $\beta_s$  и *S* – эмпирические коэффициенты Сатерлэнда.

Изменение вязкости приводит к преобладанию сил вязкости между слоями воздуха, обтекающего СБЛА, над инерционными силами частиц воздуха. Формальной мерой соотношения между инерционными и вязкими силами в обтекающем СБЛА потоке является число Рейнольдса  $\text{Re} = \frac{\rho \cdot V \cdot b_a}{\mu}$ , характеризующее состояние пограничного слоя крыла и такие параметры, как точка перехода ламинарного погранслоя в турбулентный, точка отрыва погранслоя, силы трения и давления, определяющие суммарные аэродинамические силы на СБЛА.

Например, в процессе полета СБЛА «Helios» число Re изменяется от 2400000 на уровне моря до 240000 на высоте 30000 м. Такой диапазон Re охватывает зону ламинарного течения в погранслое (до 200000), переходный режим (200000–500000), зону турбулентного обтекания (свыше 500000). Соответственно качественно изменяются и аэродинамические характеристики СБЛА. На рисунке 6 показано изменение аэродинамического качества СБЛА в горизонтальном полете на высотах 0–25 км, которое обусловлено изменением коэффициента сопротивления из-за уменьшения Re. С уменьшением Re уменьшается и величина  $C_{vmax}$ .



**рисунок 6.** Изменение аэродинамического качества горизонтального полета при увеличении высоты полета

# 3. Выбор проектных параметров СБЛА

Изменение параметров атмосферы, главным образом плотности, влечет за собой увеличение потребной для полета электрической мощности

$$N_{\text{потр.эл}} = \frac{PV}{\Sigma \eta},$$

где P – тяга воздушного винта; V – скорость полета;  $\sum \eta$  – суммарные потери преобразования электрической мощности в механическую в цепочке «контроллер двигателя–двигатель–воздушный винт» (см. рисунок 3).

Принимая во внимание выражения:

$$P = \frac{G}{K_{app}}; \ V = \sqrt{\frac{2G}{\rho S C_y}}; \ \lambda = l^2/S,$$

где G = mg – вес СБЛА;  $K_{asp} = \frac{C_y}{C}$  – аэродинамическое качество;  $\rho$  – плотность воздуха; S – несущая площадь СБЛА; l – размах крыла;  $\lambda$  – удлинение крыла;  $\overline{G} = \frac{G}{S}$  – удельная нагрузка на площадь, получим следующие выражения для потребной электрической мощности:

$$N_{\text{norp.3d}} = \frac{G \cdot V}{K_{\text{asp}} \cdot \Sigma \eta} = \frac{G}{K_{\text{asp}} \cdot \Sigma \eta} \sqrt{\frac{2G}{\rho S C_y}};$$

$$N_{\text{norp.3d}} \frac{C_x}{C_{2y}^{3/2}} \sqrt{\frac{2G^3}{\rho S}} \cdot \frac{1}{\Sigma \eta};$$

$$N_{\text{norp.3d}} = \frac{C_x}{C_{2y}^{3/2}} \frac{1}{\eta} \sqrt{\frac{2\lambda G^3}{\rho}} \cdot \frac{1}{\Sigma \eta};$$

$$(1)$$

$$N_{\text{norp.3d}} = G \frac{C_x}{C_y^{3/2}} \sqrt{\frac{2\overline{G}}{\rho}} \cdot \frac{1}{\Sigma \eta}.$$

Мощность, потребная для горизонтального полета, определяется весом, аэродинамическим совершенством (через аэродинамический коэффициент мощности  $\frac{C_y^{\frac{3}{2}}}{C_x}$  и через удлинение крыла  $\lambda$ ), нагрузкой на крыло  $\overline{G}$ , высотой полета (через плотность воздуха  $\rho$ ), совершенством всего тракта преобразования солнечной энергии в механическую энергию движения ЛА

 $(\Sigma \eta)$ . С ростом высоты полета мощность, потребная для горизонтального полета СБЛА, растет, как показано на рисунке 7.

Располагаемая мощность определяется интенсивностью солнечного излучения  $\varepsilon_c$ , кпд ФЭП  $\eta_{\phi Э\Pi}$  и площадью солнечных батарей  $S_{CE}$ , которые, в основном расположены на крыльях СБЛА и покрывают не всю поверхность СБЛА:

 $N_p = \eta_{\Phi \supset \Pi} \cdot \varepsilon_c \cdot S_{CE}$ ,  $S_{CE} = k_n \cdot S$ , где  $k_n - коэффициент$  покрытия конструкции СБЛА элементами ФЭП.



**рисунок 7.** Изменение относительной величины потребной и располагаемой мощности от высоты полета Н

Так, летящий на высоте 10 км летательный аппарат, из-за уменьшения плотности воздуха с 1.225 кг/м<sup>3</sup> до 0.413 кг/м<sup>3</sup> (несмотря на уменьшение силы гравитации на 0.3%), требует на 71% больше мощности, чем для полета над уровнем моря. На высоте 25 км, при плотности воздуха 0.04 кг/м<sup>3</sup> и меньшей на 0.7% гра-

витации, требуемая мощность в 5.33 раза выше, чем на уровне моря. Располагаемая мощность солнечного излучения растет с ростом высоты из-за уменьшения потерь в атмосфере.

Итак, полет этого класса ЛА в силу вышеуказанных причин происходит на большой высоте (20–30 км) и на малой скорости, при этом несущая площадь определяется не столько требованиями осуществления полета, сколько требованиями получить достаточное количество электрической энергии с учетом эффективности преобразования падающего излучения в бортовую электроэнергию. Анализ выражений (1), а также статистический анализ параметров существующих СБЛА позволяет выявить область проектных параметров СБЛА, характерных для этого класса ЛА как носителя целевой аппаратуры. Это:

1. Удельная нагрузка на несущую площадь G=mg/S,  $H/M^2$ .

- 2. Удельная мощность  $N_{nomp}/m_0$ , Вт/кг.
- 3. Аэродинамическое качество  $K_{asp} = \frac{C_y}{C}$ .
- 4. Коэффициент мощности  $K_N = \frac{C_y^{\frac{3}{2}}}{C}$ .
- 5. Удлинение крыла  $\lambda = S/b_a$ .

6. Число Re.

7. Относительная масса целевой нагрузки  $\overline{m_n} = \frac{m_n}{m_0}$ .

Рассматриваемый вид СБЛА, как видно из таблицы 3, значительно отличается от традиционных БЛА по нагрузке на крыло, удельной мощности, числу Re.

На рисунке 8 показано типичное соотношение относительных масс элементов для СБЛА «Solara 50», «Solara 60», «Zephyr» и БЛА «Global Hawk». Как следует из диаграммы, большая длительность полета БЛА «Global Hawk» с турбореактивным двигателем достигается ценой уменьшения относительной массы целевой нагрузки за счет большого количества топлива. Доля топлива в общей массе БЛА «Global Hawk» больше доли массы энергетического оборудования (солнечные батареи+аккумуляторы) СБЛА «Solara 50», «Solara 60» и сопоставимо с относительной массой энергетического оборудования «Zephyr», имеющего ФЭП на аморфном кремнии с эффективностью 10%.





Важным направлением проектных исследований, цель которых – увеличить длительность полета до нескольких лет, является создание аэродинамических схем, позволяющих увеличить количество принимаемой фотоэлементами солнечной энергии при одновременном уменьшении потребных энергозатрат СБЛА. Это нестандартное требование, не встречающееся в большой авиации, приводит конструкторов к нестандартным компоновкам СБЛА, например таким, как показаные на рисунках 1 и 9.



**рисунок 9.** «Энергособирающая» компоновка СБЛА (*DARPAs-Vulture*, 2014)

БЛА/параметр	уд. нагрузка, Н/м <sup>2</sup>	уд. мощность, Вт/кг	аэродинамическое качество	удлинение	число Re (min–max)	отн. масса целевой нагрузки	
«Helios»	50	20	40	30	240000-2400000	0.2	
«Pathfunder Plus»	40	30	25	15	200000-2000000	0.2	
«Zephyr»	15	7.5	25	14	180000-1000000	0.05	
«Solar Eagle» (проект)	30	22	30	25	400000-5000000	0.2	
«Solara 50» (проект)	16	7.5	30	25	280000-2000000	0.2	
«Solara 60» (проект)	17	7.5	30	20	400000-3000000	0.3	
БЛА с ТРДД							
«Global Hawk»	2200	80	30	25	10×10 <sup>6</sup> ÷50×10 <sup>6</sup>	0.1	

таблица 3 – Характерные проектные параметры различных СБЛА



рисунок 10. Общая схема оптимального проектирования

Это направление неразрывно связано с поиском оптимальных проектных и конструктивно-технологических решений, обеспечивающих максимально возможное повышение весового и аэродинамического совершенства ЛА на данном техническом уровне.

Рассматриваемый вид СБЛА, как видно из рисунков 1 и 9, значительно отличается от традиционных ЛА, что приводит к следующим проектным проблемам/задачам:

- разработка/оптимизация аэродинамических форм СБЛА, обеспечивающих, с одной стороны, максимально возможную наработку солнечной энергии фотоэлементами, а с другой его максимальную аэродинамическую эффективность при малых Re;
- разработка компоновок и конструктивнотехнологических решений СБЛА, обеспечивающих его максимальную весовую эффективность (<800 г/м<sup>2</sup>) при малых нагрузках на крыло (20–100 H/м<sup>2</sup>) и приемлемых аэроупругих характеристиках;
- обеспечение необходимых характеристик устойчивости и управляемости в условиях всего диапазона эксплуатационных режимов полета и с учетом больших деформаций СБЛА, обусловленных стремлением снизить массу конструкции планера;
- создание бортовых систем (управления, связи, навигации и др.) с низким энергопотреблением и необходимой целевой эффективностью;
- разработка организационно-технологических решений для серийного изготовления СБЛА, обеспечивающих их изготовление с гарантированно повторяющимися характеристиками.

# 4. Общая схема оптимального проектирования СБЛА

Проектирование любого ЛА, как известно, представляет собой некоторое формализованное или неформализованное преобразование директивных данных, определяющих ТЗ на проектирование нового ЛА и являющихся для проектанта неконтролируемыми, в конечную совокупность данных, которые конкретизируют проектируемый ЛА и режимы его функционирования и являются искомыми.

Задача оптимального проектирования сводится, как правило, к выбору и созданию ЛА, наилучшего в смысле принятого показателя эффективности

## $F(x, y) = \min_{y \in Y} F(x, y).$

В этой модели общего вида совокупности исходных и искомых данных отражаются в виде некоторых элементов x и y соответственно. Математическим эквивалентом выбора наилучшего ЛА является минимизация показателя эффективности F(x, y). При этом все элементы множества Y являются допустимыми (т.е. удовлетворяют комплексу условий и ограничений, наложенных на параметры проектируемого ЛА), а наилучшее значение показателя F однозначно задает наилучший вариант ЛА среди допустимых.

Соответствующая этой процедуре схема представлена на рисунке 10.

Поскольку целью создания атмосферных спутников является обеспечение возможности несения целевой аппаратуры в течение длительного времени (годы) в широком диапазоне географических зон, характеризуемых географической широтой, показателями эффективности СБЛА могут быть:

- пространственно-временная область покрытия D;
- масса целевой аппаратуры *m*<sub>ЦА</sub>;
- взлетная масса СБЛА *m*<sub>0</sub>.

Процедура выбора оптимального облика СБЛА в этом случае заключается в поиске совокупности характерных конструктивных параметров, максимизирующих область покрытия и относительную массу целевой аппаратуры при минимальной взлетной массе СБЛА.

При этом успешное решение комплексной проблемы выбора оптимального облика СБЛА в целом возможно лишь на основе создания специальных междисциплинарных моделей облика ЛА такого класса и экспериментальных исследований широкого спектра научно-технических задач/проблем (аэродинамики, аэроупругости, прочности, устойчивости и управляемости и т.д.).

Отметим здесь принципиальную особенность междисциплинарной модели облика СБЛА.

# 5. Междисциплинарная модель облика СБЛА

Междисциплинарная модель облика любого технического объекта отражает принцип целостности материального объекта (сумма частей должна быть равна целому) и физические принципы целенаправленного функционирования (принцип преобразования энергии в полезную работу, принцип механического перемещения груза и т.п.). Объединение таких принципов в модели и позволяет синтезировать целостный объект конкретного целевого назначения.

Применительно к традиционным ЛА первый принцип обычно моделируется условием существования или массового баланса, второй – системой уравнений движения ЛА как материального тела переменного состава и совокупностью условий, характеризующих целевое назначение аппарата.

При моделировании же облика СБЛА условие существования определяется двумя взаимосвязанными условиями:

1. Условие массового баланса:

$$\sum_{i=1}^{n} \overline{m_i} = 1, \ \overline{m_i} = \frac{m_i}{m_0},$$

где *m<sub>i</sub>* – массы отдельных агрегатов СБЛА:

 $m_{n_{\pi}}(S)$  — масса планера;

 $m_{\rm CE}(S_{\rm CE})$  – масса солнечных батарей;  $m_{a\kappa\kappa}(N_{nomp})$  – масса аккумуляторов;  $m_{de}(N_{nomp})$  – масса двигательной установки;  $m_{\rm ua}$  – масса целевой аппаратуры;  $m_0$  – взлетная масса.

2. Условие энергетического баланса:

 $N_{pacn}(S_{CE}, \eta_{\phi \ni \Pi}, N_C) \ge N_{nomp},$ 

где  $N_{pacn}$  – располагаемая мощность бортового источника после преобразования принимаемой солнечной радиации в электрическую энергию;

 $N_{C}$  – мощность солнечного излучения, которая зависит от времени суток, года, погодных условий, ориентации БЛА;

 $N_{nomp}$  – потребная для полета СБЛА мощность;

 $N_{nomp}(m_0, V_n, S, aэродинамика) = N_{\partial e} + N_{\delta opm} + N_{ua};$ 

 $N_{\partial s}(m_{0}, V_{n}, a$ эродинамика) — мощность, потребляемая двигательной установкой (1);

*N*<sub>ца</sub>, *N*<sub>борт</sub> – мощности, потребляемые целевой аппаратурой и бортовым оборудованием;

*S* – площадь поверхности СБЛА;

*S*<sub>сб</sub> – площадь солнечных батарей.

Множество параметров облика, определяющих приведенные критерии, может быть следующим:

*m*<sub>0</sub> – полная (взлетная) масса;

*S* – площадь аэродинамических поверхностей;

μ<sub>к</sub> – удельная масса конструкции;

µ<sub>сб</sub> – удельная масса солнечных батарей;

 $\eta_{\phi \supset \Pi}$  – эффективность солнечных элементов;

 $e_{a\kappa}$ – удельная емкость накопителей;

*m*<sub>ца</sub> – масса целевой аппаратуры;

 $k_{\text{аэр}}$  – аэродинамическое качество;

 $V_n$  – скорость полета;

*H* – высота полета;

АСх – аэродинамическая схема.

Выбор параметров облика СБЛА подвержен естественным ограничениям, определяемым доступным техническим уровнем материалов, технологий. Эти ограничения ограничивают и область достижимых летных заданий. Проведенный в работах (*High Altitude Long Endurance UAV...*, 2007; *Baldock N.*, *Mokhtarzadeh-Dehghan M.R.*, 2006) анализ возможностей СБЛА, созданных на техническом уровне ЛА Helios HP01 (15-летней давности), показал, что круглогодичный полет СБЛА невозможен при любой массе полезной нагрузки. Для полета на широтах 45–50°, даже без полезной нагрузки, необходимый суточный баланс энергии на СБЛА был возможен только с марта по сентябрь.

Однако, благодаря полученному в предыдущие десятилетия опыту и прогрессу в развитии технологий СБЛА главным образом в создании сверхлегких конструкций, накопителей электроэнергии, ФЭП стало возможным создание СБЛА с действительно уникальными характеристиками по высоте и длительности полета. Это проекты «Solar Eagle» (Boeing) и «Solara» (Titan Aerospace) (см. таблицу 1).

Поэтому при создании СБЛА проектно-системные и конструктивно-технологические решения должны быть направлены:

- на увеличение принимаемой фотоэлементами солнечной энергии путем разработки нестандартных компоновок ЛА;
- на увеличение располагаемой мощности за счет уменьшения потерь в каждом элементе самой энергосистемы;
- на уменьшение потребных энергозатрат за счет повышения весового и аэродинамического совершенства ЛА, а также путем поиска оптимальных проектных параметров и режимов полета.

тип СБЛА	взлетная масса, кг	размах, м	площадь крыла, м <sup>2</sup>	потолок, М	масса целевой нагрузки, кг	длительность полета	скорость полета на высоте 0/20 км, м/с
«Альбатрос – МАИ» (проект)	150	30	45	20000	25	более года	12/50

таблица 4 – Характеристики СБЛА «Альбатрос – МАИ»

# 6. Проектный облик СБЛА «Альбатрос – МАИ»

Реализация процедуры выбора оптимального облика СБЛА показала, что для полета СБЛА с полезной нагрузкой 20% от взлетной массы на широтах 40–55° и высотах 20000 м продолжительностью несколько лет основные компоненты планера и силовой установки должны иметь следующие характеристики:

- аэродинамическое качество 35-40;
- удельная мощность солнечных батарей <24%;
- удельная емкость аккумуляторных батарей <400 Вт·ч/кг;
- эффективность электродвигателей >90%;
- эффективность винта на крейсерском режиме >85%;
- удельная масса конструкции планера <0.8 кг/м<sup>2</sup>;
- удельная масса солнечных панелей <0.8 кг/м<sup>2</sup>.

Как видно, все основные характеристики и параметры СБЛА, способного эффективно выполнять поставленные целевые задачи, находятся на верхней границе технического совершенства компонент СБЛА. Это и объясняет необходимость оптимизации облика СБЛА, т.к. требуется «выжимать» все из достигнутых технических возможностей путем их оптимального сочетания.

На основании вышеизложенного подхода в СКБ МАИ проведена оценка оптимального облика и разработан проект СБЛА, способного осуществлять длительные полеты на высоте 20000 м в географической зоне 42–58° с.ш.

Общий вид СБЛА «Альбатрос – МАИ» представлен на рисунке 11, проектные параметры приведены в таблице 4.



рисунок 11. СБЛА «Альбатрос – МАИ»

Самолет снабжен 4-мя электродвигателями мощностью 4×500 Вт. В крейсерском режиме двигательная установка потребляет 1000 Вт электроэнергии, получаемой от бортовой системы электроснабжения на основе ФЭП с эффективностью 24%.

СБЛА «Альбатрос – МАИ» может нести целевую нагрузку массой до 25 кг, например, оптикоэлектронный блок с датчиком видимого и ИКдиапазонов, ретрансляционную аппаратуру связи.

#### заключение

1. Проведен анализ некоторых существующих конструкций СБЛА, определены диапазоны изменения характерных проектных параметров.

2. Описаны внешние условия функционирования СБЛА и их влияние на облик СБЛА.

3. Приведены соотношения, определяющие основные проектные параметры СБЛА.

4. Описана процедура оптимального проектирования СБЛА и приведен возможный облик СБЛА, позволяющего реализовать длительный полет (более года) на высоте 20000 м.

#### список литературы

*Таблицы инсоляции*. URL: http://www.solbat.su (дата обращения: 20.10.2014).

Хартов В.В., Мартынов М.Б., Бабышкин В.Е., Москатиньев И.В. и др. Новая высокоэллиптическая гидрометеорологическая космическая система «АРКТИКА-М» // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2014. № 3. С. 104-108.

Baldock N., Mokhtarzadeh-Dehghan M.R. A Study of Solar-Powered, High-Altitude Unmanned Aerial Vehicles // Aircraft Engineering and Aerospace Technology: An International Journal. 2006. 78 (3). P. 187-193.

High Altitude Long Endurance UAV Analysis of Alternatives and Technology Requirements Development // NASA/TP-200-214861. 2007. 111 p.

DARPAs-Vulture: What Goes Up, Needn't Come Down // URL: http://www.defenseindustrydaily.com (дата обращения: 19.12.2014).

Статья поступила в редакцию 23.10.2014 г.

# НАСТРОЙКА МОДЕЛИ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ТРЕХСТАДИЙНОГО МЕТОДА ДЕКОМПОЗИЦИИ



**Д.В. Павлов**<sup>1</sup>, доцент, кандидат технических наук, dmitripavlov@inbox.ru; **D.V. Pavlov** 

Продемонстрирована возможность настройки модели абстрактной двигательной установки космического аппарата, разработанной авторами ранее при помощи трехстадийного метода декомпозиции. Представлено математическое описание настроек, в том числе нештатных ситуаций. Приведены примеры подпрограмм, реализующих рассмотренные модификации, и результаты моделирования.

#### Ключевые слова:

имитационное моделирование; космический аппарат; управление полетом; язык моделирования; настраиваемая модель.

#### введение

В процессе разработки и эксплуатации космических систем (КС) широко используется математическое и, в частности, имитационное моделирование. Имитационная модель (ИМ) представляет собой компьютерную программу, которая рассчитывает выходные параметры КС как динамической системы. На этапе проектирования КС при помощи ИМ производится численное экспериментирование в целях анализа и оценки функционирования различных вариантов КС в заданных условиях. На этапе подготовки к летноконструкторским испытаниям с помощью ИМ произ-

# TUNING OF SPACECRAFT PROPULSION SYSTEM MODEL USING THREE STAGE DECOMPOSITION METHOD



**Д.С. Петров**<sup>1</sup>, магистр физики, аспирант, dmitry.s.petrov@engineer.com; **D.S. Petrov** 

Tuning of simulation model of an abstract spacecraft propulsion system is demonstrated. The model was early designed by the authors using three-stage decomposition method. Mathematical formulation of different adjustments including failures is presented. Simulation results and code samples with adjustments implementation are given.

Key words: simulation; spacecraft; mission control; simulation language; tuned model.

водятся проверки алгоритмов и методик управления, бортовой документации, программы полета, также тренировки персонала. В течение сопровождения полета с помощью ИМ осуществляется верификация разработанного детального плана полета, а в случае возникновения нештатных ситуаций (НШС) – проверка корректности и эффективности принятых решений (Соловьев В.А. и др., 2009).

Для разработки моделей различных вариантов КС и для имитации НШС производится процесс настройки базового варианта ИМ, т.е. внесение в модель

<sup>&</sup>lt;sup>1</sup> ОАО РКК «Энергия» им. С.П. Королёва, Россия, Московская область, г. Королёв.

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

изменений – регулировок, соответствующих особым условиям функционирования или особой конфигурации КС. Регулировки представляются в виде числовых или логических параметров. Как правило, в силу недостатка исходных данных о величинах параметров КС, неточного представления о происходящих физических процессах и взаимном влиянии элементов КС, разброса параметров при изготовлении деталей и деградации компонентов оказывается невозможным предусмотреть все необходимые регулировки на этапе проектирования модели.

Поскольку имитационная модель КС, как и любая модель в принципе, описывает только те объекты и явления, которые были предусмотрены при разработке, актуальной становится задача добавления регулировок по мере необходимости, причем такая модификация модели должна, во-первых, производиться за возможно меньшее время и, во-вторых, минимизировать вероятность появления алгоритмических ошибок.

В работе (Петров Д.С., 2014) был проведен краткий анализ некоторых известных концепций имитационного моделирования, рассмотрены их достоинства и недостатки, в частности относящиеся к настройке модели, а также предложен оригинальный метод разработки настраиваемых имитационных моделей, основанный на трехстадийной декомпозиции. Предполагается, что изложенный метод позволяет добавлять в модель не предусмотренные ранее регулировки быстрее и корректнее, чем другие перечисленные концепции моделирования.

С помощью трехстадийного метода декомпозиции была разработана модель абстрактной двигательной установки (ДУ) космического аппарата (КА), включающая математическое описание и алгоритмы для расчета параметров компонентов, фрагментов и объектов-связей.

В данной работе демонстрируется возможность добавления в предложенную в (*Петров Д.С.*, 2014) модель ДУ различных регулировок в соответствии с изложенным методом моделирования. Набор регулировок модели выбирался на основании технической документации транспортных кораблей «Союз» и «Прогресс», а также известной литературы см., например (*Челомей В.Н. и др.*, 1978; *Беляев Н.М. и др.*, 1988).

## 1. Модель двигательной установки

## 1.1. Описание двигательной установки

ДУ предназначена для построения ориентации КА и сообщения ему импульса по командам системы управления (СУ). Построение ориентации производится при помощи шести двигателей малой тяги (ДМТ), сообщение импульса – с помощью маршевого двигателя (МД). Пневмогидросхема ДУ приведена на рисунке 1. Топливная пара подается под давлением в ДМТ и МД из топливных баков БО и БГ. Каждый топливный бак разделен на жидкостную и газовую полости при помощи эластичной мембраны. Подсистема наддува осуществляет подачу рабочего тела в газовые полости баков БО и БГ под давлением, заданным характеристикой редуктора РД. Предусмотрены обратные клапаны КОо, КОг. Наддув блокируется управляемым клапаном ЭКН. Управляемые клапаны ЭКО1-2, ЭКГ1-2 обеспечивают подачу топлива в МД и ДМТ.



**рисунок 1.** Пневмогидросхема ДУ, рассмотренная в (*Петров Д.С.*, 2014)

Для контроля функционирования ДУ установлены датчики давления ДБН, ДН, ДБГ, ДБО, ДМГ, ДМО, как показано на рисунке 1. Сигналы датчиков поступают в СУ.

Поддержание температуры ДМТ в заданном диапазоне обеспечивается при помощи электрических нагревателей (ТЭН), интегрированных в конструкцию двигателей. Управление ТЭН ДМТ производится из СУ.

Схема деления ДУ приведена на рисунке 2.



**рисунок 2.** Схема деления ДУ, рассмотренная в (*Петров Д.С.*, 2014)

Абстрактная ДУ, приведенная в (Петров Д.С., 2014), имеет типовое устройство. Реальные ДУ, использующие жидкое топливо, состоят из аналогичного набора элементов: управляемых, обратных, редукционных клапанов, топливных баков, двигателей, датчиков (см., например, устройство ДУ межорбитального космического буксира «Фрегат»,

#### НАСТРОЙКА МОДЕЛИ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С использованием трехстадийного метода декомпозиции

приведенное в (Александров Л.Г. и др., 2014)). Модели реальных ДУ могут быть созданы аналогично модели рассмотренной абстрактной ДУ с использованием разработанной библиотеки стандартных подпрограмм.

# 1.2. Краткое описание метода моделирования

Изложенный в (Петров Д.С., 2014) метод использует трехстадийную структурную декомпозицию модели: на первом этапе – разбиение на компоненты (модели составных частей исходного объекта) в соответствии со схемой деления КА вплоть до уровня элементов; на втором - разделение компонентов, соответствующих уровню элементов схемы деления, на модели реальных деталей (простых моделей -ПМ) и на последнем – разделение ПМ на фрагменты. ПМ является моделью детали элемента (например, железного болта или электрического медного кабеля), а фрагмент ПМ описывает участие ПМ в определенном физическом взаимодействии (например, электрическом или механическом). Такая декомпозиция позволяет раздельно рассматривать модели элементов, схему определенных физических взаимодействий (ФВ) в целом, а также связи между различными ФВ. Пары ПМ могут соединяться друг с другом с помощью объектов-связей. Каждый объектсвязь обеспечивает передачу значений параметров от одного ПМ другому.

Каждый компонент содержит набор интерфейсных и внутренних ПМ. Интерфейсные ПМ соединяются с интерфейсными ПМ других компонентов, а внутренние описывают поведение прототипа компонента. Компоненты уровня элементов схемы деления соединяются в компоненты более высоких уровней – модели подсистем и систем.

Каждый фрагмент описывается набором коротких уравнений, связывающих параметры ПМ, которые соответствуют определенному ФВ. Каждая ПМ представляется уравнениями агрегированных фрагментов, каждый из которых относится к своему ФВ, и уравнениями, связывающими параметры, соответствующие различным ФВ. Каждый компонент, агрегирующий ПМ, объекты-связи и компоненты низшего уровня иерархии, при необходимости дополняется уравнениями, определяющими зависимости между параметрами перечисленных объектов.

Вся модель в итоге описывается системой уравнений логических, нелинейных алгебраических и дифференциальных первого порядка. На базе перечисленных уравнений разрабатываются подпрограммы, вычисляющие для явных уравнений параметры, а для неявных – невязки (см. ниже). Представленная таким образом система решается с помощью известных алгоритмов.

## 1.3. Моделирование двигательной установки

Для моделирования ДУ в работе (Петров Д.С., 2014) были разработаны модели ФВ – интеракции, включая объекты-связи и классы фрагментов. Список интеракций и классов фрагментов приведен в таблице 1.

интеракция	сокращение	класс фрагмента			
	Ки	источник/приемник			
командно-сигнальная	Кп	передатчик			
	Пб	баллон			
пневматическая	Пп	проводник газа			
	Гу	узловая точка			
гидравлическая	Гп	проводник жидкости			
		аккумулятор тепла			
	Та	контактный			
тепловая	Тк	тепловой проводник			
	Тр	радиационный			
		тепловой проводник			
0.7.04779.111.0.0140.5	Эу	узел			
электрическая	Эр	резистор			

Под проводником газа или жидкости подразумевается элемент, обладающий пропускной способностью к указанному типу вещества. Примером проводника газа или жидкости является трубопровод или клапан.

Были разработаны также следующие классы компонентов:

- баллон;
- датчик давления газа;
- управляемый клапан;
- редукционный клапан;
- обратный клапан;
- сигнальный провод;
- топливный бак;
- датчик давления жидкости;
- жидкостный электроклапан;
- узел жидкостной магистрали;
- маршевый двигатель;
- ДМТ.

Структура модели ДУ была предложена в работе (*Петров Д.С.*, 2014) и приведена на рисунке 3.

Алгебраические уравнения, связывающие параметры фрагментов  $y_j$ , j=1...n, могут иметь явный (1) и неявный (2) вид:

$$y_k = f(t, y_1 \dots y_{k-1}, y_{k+1} \dots y_n),$$
 (1)

$$F(t, y_1...y_{k-1}, y_k, y_{k+1}...y_n) = 0.$$
(2)

Для уравнений вида (1) были разработаны подпрограммы, вычисляющие значения *y<sub>k</sub>*. Корни уравнений вида (2) находились численно с помощью специальных методов, для чего были разработаны подпрограммы, вычисляющие значения невязки

$$\Delta_{yk} = F(t, y_1 \dots y_{k-1}, y_k, y_{k+1} \dots y_n).$$
(3)



рисунок 3. Структура модели ДУ

В систему входят также дифференциальные уравнения вида

$$\dot{y}_k = f(t, y_1 \dots y_{k-1}, y_k, y_{k+1} \dots y_n).$$
 (4)

Система алгебраических уравнений вида (1) и (2) разрешалась численно при помощи алгоритма Бройдена см. (*Van de Rotten B. и др.*, 2003), численное интегрирование дифференциальных уравнений вида (4) производилось методом Эйлера.

## 2. Настройка модели

Трехстадийный метод декомпозиции позволяет производить настройку модели в широких пределах. Так, например, модификация модели течения жид-кости по трубопроводам для учета гидроударов потребует всего лишь замены расчетных подпрограмм класса фрагмента «Гп». Описанная модификация позволит использовать модель ДУ для нахождения слабых мест гидравлической аппаратуры. Такая задача решается, например, в работе (*Аристов В.П. и др.*, 2012).

Рассмотренная модификация, однако, выходит за пределы этой статьи. В данной работе рассматривается моделирование следующих специальных ситуаций:

- 1. Непрохождение команды на включение ДМТ1.
- 2. Неоткрытие или незакрытие клапана ЭКО1.
- 3. Нерасчетная тяга ДМТ1.
- 4. Нерасчетная проводимость клапана ЭКО1.
- 5. Нерасчетная характеристика датчика ДБГ.
- 6. Утечки из пневмо- и гидромагистралей.
- 7. Незакрытие редуктора наддува РД.

8. Нештатная характеристика обратного клапана КОо.

9. Учет зависимости удельного импульса и тяги ДМТ от температуры.

#### 2.1. Виды регулировок

#### 2.1.1. Блокировки

Для простейших регулировок модели по аналогии с языками описания релейно-контактных схем – см., например, (*Петров И.В.*, 2004) были предусмотрены следующие возможности:

1. Блокировка параметров фрагментов, ПМ или компонентов. В каждый объект была добавлена структура данных типа «список» (list), содержащая имена заблокированных параметров. Для этих параметров результаты вычисления правых частей уравнений (1), (3) и (4) игнорировались. Пример структуры данных, описывающей блокировку параметров фрагмента класса «Пб», см. (Петров Д.С., 2014), показан на в листинге 1.

2. Блокировка всех параметров фрагмента, ПМ или компонента. В некоторых случаях оказывается полезной возможность блокировки всех параметров фрагмента, ПМ или компонента одновременно. Для этого в каждом объекте был предусмотрен специальный признак блокировки. Пример описания объекта «БН» с таким признаком приведен в листинге 2.

В разработанной модели блокировка всех параметров объекта обозначала также рекурсивную блокировку всех параметров агрегированных объектов. Так, в приведенном в листинге 2 примере подразуме-

#### НАСТРОЙКА МОДЕЛИ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С использованием трехстадийного метода декомпозиции

вается, что параметры ПМ «А» компонента «БН», так же как и параметры фрагмента класса «Пб» ПМ «А», являются заблокированными, поскольку заблокирован содержащий эти объекты компонент «БН».

## # Блокировки параметров фрагмента класса «Пб» {

```
# Служебные параметры
"@type": "фрагмент",
"@class": "Пб"
"@interaction": "П",
...
# Заблокировать параметр р
"@block-param": [ "p" ],
# Вычисляемые параметры фрагмента
"V": 0.031,
"p": 29463600.0,
"q": {("ДУ", "ЭКН", "А"): 0.0},
"m": 1.4654979542719615,
}
```



```
# Описание компонента «БН»
  # Onucaние служебных параметров
  "@type": "компонент",
  "@class": "баллон"
  "@name": "BH",
  # Отдельные параметры не блокируем
  "@block-param": [],
  # Заблокировать все параметры компонента
  "@total-block": True,
  # Hem агрегированных компонентов
  "@subcomponents": {},
  # Описываем агрегированную ПМ
  "@sm" :
    "A" :
          ł
      # Отдельные параметры не блокируем
      "@block-param": [],
      # Признак блокировки всех параметров ПМ
       "@total-block": False,
      "П": {
         # Служсебные параметры
         "@type": "фрагмент",
        "@class": "Пб"
        "@interaction": "П",
        # Отдельные параметры не блокируем
         "@block-param": [],
        # Признак блокировки всех параметров фрагментс
        "@total-block": False,
        # Вычисляемые параметры фрагмента
         "V": 0.031,
        "p": 29463600.0,
        "q": {("ДУ", "ЭКН", "А"): 0.0},
        "m": 1.4654979542719615,
      }
    }
  },
  # Hem связей между агрегированными объектами
  "@links": [],
}
```

**листинг 2.** Блокировка всех параметров компонента «БН»

3. Блокировка передачи параметра объектомсвязью. Была предусмотрена возможность блокировать передачу объектом-связью параметров с заданными именами. Пример описания приведен в листинге 3.

```
{
    "@type": "связь",
    # Блокируем передачу параметра "p"
    "@block-param": [ "p" ],
    # Признак блокировки всего объекта-связи
    "@total-block": False,
    # Onucanue объекта-связи
    "interactions": {"П": ("1", "1")},
    "sm1": ("БН", "А"),
    "sm2": ("ЭКН", "А")
}
```

листинг 3. Описание блокировок объекта-связи

4. Блокировка передачи всех параметров, передаваемых объектом-связью. Ввод такой блокировки идентичен исключению объекта-связи из модели. Пример описания такой блокировки приведен в листинге 3.

С помощью перечисленных способов были реализованы регулировки, рассмотренные в п.п. 1 и 2 списка специальных ситуаций.

# 2.1.2. Изменение значений параметров

Регулировки, рассмотренные в п.п. 3–5, были реализованы путем изменения значений существующих параметров модели:

- нерасчетная тяга ДМТ1 моделировалась путем увеличения проводимости клапана пуска горючего. Для моделирования изменялось значение параметра ДМТ1.  $\rho_{r}$ .
- нерасчетная проводимость клапана ЭКО1 задавалась с помощью изменения значения параметра ЭКО1. *р*<sub>0</sub>.
- нерасчетная характеристика датчика ДБГ задавалась с помощью изменения значений параметров ДБГ.α и ДБГ.β.

# 2.1.3. Утечки

Для реализации регулировок, рассмотренных в п. 6 списка специальных ситуаций, в компонент «ДУ» были добавлены дополнительные ПМ, содержащие фрагменты классов Гп и Пп. Данные ПМ являются моделями отверстий в трубопроводах, соединителях и баллонах. Агрегированные фрагменты присоединялись с одной стороны к Гу и Пб компонентов подсистемы наддува и с другой стороны – к Гу и Пб, агрегированных в специальные ПМ компонента «вселенная». Схема модели утечки из баллона «оН» приведена на рисунке 4. Остальные утечки моделировались аналогично.



рисунок 4. Структура модели утечки из баллона «оН»

#### 2.1.4. Модификация классов

Для реализации регулировок, рассмотренных в п.п. 7–9, были модифицированы классы компонентов «редукционный клапан», «обратный клапан» и «ДМТ». Перечисленные классы компонентов были разработаны в работе (*Петров Д.С.*, 2014); краткое их описание, а также описание модификаций, приведено в таблице 2.

#### 2.2. Результаты моделирования

На рисунке 5 приведены результаты моделирования РД с учетом негерметичности. В момент времени  $t_1$  давление в объеме «оН» достигло величины  $p_0$ (см. таблицу 2), однако вследствие негерметичности РД не закрылся. Наддув был отключен в момент времени  $t_2$  по команде из СУ на закрытие клапана ЭКН, когда значение  $p_{oH}$  достигло  $p_1$ . После закрытия ЭКН давление  $p_{oH}$  выросло до значения  $p^*$ , поскольку газ из объема «оВ» перетекал в БО и БГ через негерметичный РД.



рисунок 5. Рост давления в «оН» при негерметичности РД

На рисунке 6 приведены результаты моделирования КОо с характеристикой, предложенной в таблице 2. При первоначальном наддуве величина  $\rho_{\rm KOo}$ достигла некоторого, близкого к нулю, значения  $\rho_{\rm нач}$ . Затем по командам СУ были открыты ЭКО1, ЭКГ1, включился МД. На графике, приведенном на рисунке 6, отрезками I и II показано изменение величины  $\rho_{KOo}$ после включения МД до значения  $\rho^*$ , характерного для работы МД. Через некоторое время по командам СУ клапаны ЭКО1 и ЭКГ1 были закрыты, МД выключился. Изменение величины  $\rho_{KOo}$  после отключения МД показано отрезками III и IV.



**рисунок 6.** Изменение  $\rho_{KOo}$  при наддуве и последующей работе МД

На рисунке 7 приведены результаты моделирования ДМТ. СУ обеспечивала включение ТЭН ДМТ при  $T_{\rm ДМT} < T_1$  и выключение при  $T_{\rm ДМT} > T_2$ . При выключенном ТЭН ДМТ охлаждался за счет излучения. Работа ДМТ приводила к его нагреву. При моделировании предполагалось, что работа ДМТ происходит путем выдачи импульсов с заданной скважностью в интервале времени  $t_1 < t < t_2$ . Темп падения температуры ДМТ в зависимости от скважности импульсов показан на рисунке 7; для сравнения приведен график изменения температуры без включения ДМТ. Вместе с температурой ДМТ изменялся его УИ v в интервале  $[v_1, v_2]$ , как показано на рисунке 7.

### НАСТРОЙКА МОДЕЛИ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ТРЕХСТАДИЙНОГО МЕТОДА ДЕКОМПОЗИЦИИ

#### таблица 2 – Модифицированные классы компонентов доп. ΠМ расчетные формулы парам. «редукционный клапан» («РД») Моделирует элемент «проводник газа», поддерживающий постоянное давление p<sub>0</sub> на выходе. Для этого в зависимости от выходного давления изменяется величина проводимости р. Включает дополнительную расчетную формулу, обеспечивающую изменение р. Модификация включает задание проводимости $\rho_3$ в закрытом состоянии клапана. вспомогательная: $\delta p = p_0 - A.p_2$ $A.\rho = \begin{cases} \rho_3, & \delta p < 0\\ \rho_3 + (\rho_0 - \rho_3) \delta p / \Delta p, 0 < \delta p < \Delta p\\ \rho_0, & \delta p > \Delta p \end{cases}$ $p_{0}$ А: Пп $\Delta p$ $\rho_0, \rho_3$ «обратный клапан» («КОо», «КОг») Моделирует элемент «проводник газа», поддерживающий разницу давлений между входом и выходом $\delta p$ не ниже заданной величины $\Delta p_1$ . Для этого изменяется величина проводимости $\rho$ . Включает дополнительную расчетную формулу, обеспечивающую изменение р. Модификация включает задание характеристики $\rho(\delta p)$ с гистерезисом. Гистерезис получается путем сдвига характеристики $\rho(\delta p)$ на величину $\pm \Delta p_r$ . Знак «+» соответствует росту $\delta p$ , т.е. открытию клапана, а «-» – падению $\delta p$ , т.е. закрытию клапана. $A.\rho = \begin{cases} 0, & \delta p < \Delta p_1' \\ \rho_o \left( \delta p - \Delta p_1' \right) / \left( \Delta p_2' - \Delta p_1' \right), \Delta p_1' < \delta p < \Delta p_2' \\ \rho_o, & \delta p > \Delta p_2' \end{cases}$ $\rho_0$ $\Delta p_1$ *А*: Пп $\Delta p_2$ вспомогательные: $\delta p = A.p_1 - A.p_2$ $\Delta p_{r}$ $\Delta p_1' = \Delta p_1 \pm \Delta p_{\Gamma}, \ \Delta p_2' = \Delta p_2 \pm \Delta p_{\Gamma}$ «ДМТ» («ДМТ1» ... «ДМТ6») Гп A и B изменяют величину проводимости $\rho$ от нуля до $\rho_r$ и $\rho_o$ соответственно в зависимости от наличия сигнала на Ки С. Давление на контактах «2» A и B равно p и соответствует рабочему давлению в камере сгорания ДМТ. Расход A.q и B.q и последующее сгорание топливной пары приводит к созданию реактивной тяги f с удельным импульсом (УИ) у и нагреву ДМТ: F.T<sub>1</sub> устанавливается равным температуре горения топливной пары T<sub>e</sub>. ДМТ может также разогреваться от ТЭН К, интегрированного в конструкцию. При этом Та К является моделью массивного корпуса ДМТ, запасающего и отдающего тепло. Значение температуры Та К передается в Ки D и далее в СУ для контроля. Эр К также нагревает Та К в случае наличия тока *К.І.* ТЭН включается по признакам, приходящим из СУ в Ки *E*: при *E.b*=1 *H.ρ* становится равным ρ\*, в итоге через цепь H-J-K начинает протекать ток. За счет радиационного излучения, моделируемого с помощью Тр G, корпус ДМТ постепенно охлаждается. Модификация включает задание зависимости тяги и УИ ДМТ от температуры. Тяга изменяется как вследствие изменения УИ, так и из-за увеличения текучести компонентов топлива. Задаются номинальная температура T<sub>0</sub>, начальное значение УИ v<sub>0</sub> и тяги $f_0$ , а также скорость роста тяги и УИ с температурой $f_1$ , $v_1$ . $A.\rho = \begin{cases} 0, & C.b = 0 \\ \rho_{\Gamma}, & C.b = 1 \end{cases}$ $B.\rho = \begin{cases} 0, & C.b = 0 \\ \rho_{o}, & C.b = 1 \end{cases}$ $H.\rho = \begin{cases} 0, & E.b = 0 \\ \rho^{*}, & E.b = 1 \end{cases}$ $F.T_{1} = \begin{cases} F.T_{2}, & E.b = 0 \\ T_{e}, & E.b = 1 \end{cases}$ $D.b=\alpha K.T+\beta$ А, В: Гп $\rho_{\Gamma}, \rho_{0}$ $A.p_2=p$ *С*, *D*, *E*: Ки T<sub>e</sub> $B.p_2=p$ *F*: Тк v $\Delta_p = (A.q + B.q)/\rho_e - p$ G: Tp α, β $f_0 = v p \rho_e$ *Н*: Эр $v = v_0 + v_1 \Delta T$ $\rho_{\rm e}$ *J*: Эу f $f=f_0+f_1\Delta T$ *К*: Эр+Та $v_0, v_1$ вспомогательная: $\Delta T = K.T - T_0$ $f_{0}, f_{1}$



**рисунок 7.** Изменение температуры и удельного импульса ДМТ

#### заключение

ИМ применяются для информационного обеспечения управления полетом КА на различных этапах работы. При подготовке и во время полета требуется осуществлять модификацию модели КА. Ценность метода имитационного моделирования, используемого при разработке модели КА, во многом определяется трудозатратами, необходимыми для последующей модификации модели.

Трехстадийный метод декомпозиции позволяет вносить разнообразные регулировки в модель. При этом, в отличие от существующих методов, вручную модифицируются только структура модели и подпрограммы, реализующие расчетные формулы необходимых элементов, а объединение всех элементов модели в общую программу осуществляется при помощи стандартных алгоритмов. Метод позволяет повысить надежность программного обеспечения модели путем повторного использования разработанных алгоритмов, упростить анализ адекватности и модификацию ИМ вследствие открытой структуры модели, обеспечить интероперабельность за счет формализованного взаимодействия компонентов, а так же дорабатывать модель до уровня адекватности, необходимого для решения различных задач, путем модификации лишь небольшой части используемых алгоритмов. Формализованное представление элементов ИМ и связей между ними открывает возможность для создания универсальных пакетов имитационного моделирования.

Эффективность имитационного моделирования ограничивается точностью модели, в частности точностью исходных данных, доступных при разработке. При недостатке исходных данных следует применять алгоритмы идентификации, основанные на сравнении телеметрической информации (ТМИ) КА и соответствующих значениях, формируемых моделью. Идентификация позволит определить набор регулировок, необходимых для повышения адекватности модели для эффективного решения конкретной задачи управления полетом КА.

Как правило, для КА на этапе разработки определяется набор регулировок, описывающий допустимые отклонения и нерасчетные ситуации, причем каждая такая регулировка характеризуется одним или несколькими параметрами. Реализация этого набора регулировок открывает возможность для автоматической идентификации КА, заключающейся в определении предусмотренных в модели числовых значений путем сравнения данных ТМИ и соответствующих параметров модели.

#### список литературы

Александров Л.Г., Кузьмин О.А., Макаров В.П. Двигательная установка реактивной системы управления межорбитальным космическим буксиром «Фрегат» // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2014. № 1. С. 47-49.

Аристов В.П., Александров Л.Г., Ермаков В.Ю. и др. Расчеты параметров состояния среды в пневмогидравлической системе двигательной установки КА «Фобос-Грунт» // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2012. № 2. С. 28-32.

Беляев Н.М., Уваров Е.И., Степанчук Ю.М. Пневмогидравлические системы. Расчет и проектирование: учебное пособие для технических вузов / Под ред. Н.М. Беляева. М.: Высшая школа, 1988. 271 с.

Петров Д.С. Имитационное моделирование двигательной установки космического аппарата при помощи трехстадийного метода декомпозиции // Вестник Московского Авиационного Института. 2014. Т. 21, № 1. С. 43-57.

Петров И.В. Программируемые контроллеры. Стандартные языки и приемы прикладного проектирования / Под ред. проф. В.П. Дьяконова. М.: СОЛОН-Пресс, 2004. 256 с.

Соловьев В.А., Лысенко Л.Н., Любинский В.Е. Управление космическими полетами. М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2009. 902 с.

Челомей В.Н., Полухин Д.А., Миркин Н.Н. и др. Пневмогидравлические системы двигательных установок с жидкостными ракетными двигателями / Под ред. В.Н. Челомея. М.: Машиностроение, 1978. 240 с.

*Van de Rotten B., Lunel S.* A limited memory Broyden method to solve high-dimensional systems of nonlinear equations. The Netherlands: Mathematisch Instituut, Universiteit Leiden, 2003. 236 c.

Статья поступила в редакцию 24.04.2014 г.

## ТРЕБОВАНИЯ К МАТЕРИАЛАМ ДЛЯ ПУБЛИКАЦИИ В ЖУРНАЛЕ

1. К публикации в журнале «Вестник «НПО им. С.А. Лавочкина» принимаются статьи, отвечающие критериям ВАК РФ по научной новизне и апробации представленных результатов натурными экспериментами (испытаниями), летной эксплуатацией или патентами на изобретения (полезные модели).

**2.** Статьи из других организаций направляются в адрес ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина» с сопроводительным письмом на имя генерального директора. К статье необходимо приложить оформленный акт экспертизы, заключение комиссии по экспортному контролю и рецензию.

3. Между авторами статей и редакцией журнала заключается лицензионный договор о передаче неисключительных прав.

**4.** Статья должна быть подписана всеми авторами. Объем статьи не должен превышать 15 страниц текста и 8 рисунков. Все страницы должны быть пронумерованы.

5. Изложение материала должно быть ясным, логически выстроенным в следующей последовательности:

– индекс УДК (слева);

- инициалы и фамилии авторов, ученое звание и ученая степень каждого из авторов, должность, место работы (полное название организации, страна, город), контактная информация (e-mail), название статьи, краткая аннотация (5–7 строк), ключевые слова (5–6 слов) на русском языке и на английском языке;
- основной текст;

– список литературы.

**6.** Рукопись статьи предоставляется в одном экземпляре, напечатанном на принтере на одной стороне стандартного листа формата **А4**.

**7.** Набирать текст необходимо в **MS Word 2003**, используя стандартные шрифты **Times New Roman**, размер – **14**, интервал – **полтора**. Поля со всех сторон – **25 мм**.

8. Для набора формул следует использовать встроенный редактор формул Microsoft Equation 3.0. Формулы набираются латинским алфавитом, размер шрифта 11. Нумеруются только те формулы, на которые есть ссылки в тексте.

9. Все используемые буквенные обозначения и аббревиатуры должны быть расшифрованы. Размерность величин должна соответствовать системе СИ.

**10.** Элементы списка литературы должны содержать фамилии и инициалы авторов, полное название работы. Для книг указывается место издания, издательство, год издания, количество страниц. Для статей – название журнала или сборника, год выпуска, том, номер, номера первой и последней страниц.

**11.** Рисунки и графики оформляются в **цветном** изображении, должны быть четкими и не требовать перерисовки. Шрифт текста в иллюстративном материале **Arial Reg**, со **строчных букв** (кроме названий и имен).

**12.** Таблицы должны быть пронумерованы, иметь краткое наименование, межстрочный интервал в наименовании таблицы одинарный, выравнивание по ширине страницы. Текст в таблице печатается со строчных букв, без полужирного начертания.

13. К статье следует приложить диск с файлами:

- сформированной статьи;
- рисунков, графиков (выполняются в форматах **jpeg** или **tiff** с разрешением не менее 300 dpi и размером не более формата A4);
- фотографий авторов (размер фотографий не менее 10×15);

– сведений об авторах.

В сведениях об авторах следует сообщить: ФИО (полностью), ученое звание, ученую степень, аспирант или соискатель ученой степени, домашний и рабочий телефоны (с кодом города), мобильный (предпочтительней), адрес электронной почты.

Консультации по правильному оформлению подаваемых материалов Вы можете получить у сотрудников редакции по тел.: 8 (495) 575-55-63.

#### издатель

ОРДЕНА ЛЕНИНА, ДВАЖДЫ ОРДЕНОВ ТРУДОВОГО КРАСНОГО ЗНАМЕНИ **ФГУП «НПО имени С.А. ЛАВОЧКИНА»** редактор В.В. Ефанов технический редактор А.В. Савченко корректоры М.С. Винниченко, Н.В. Пригородова верстка А.Ю. Титова художественное оформление журнала, обложек, оригинал-макета – «НПОЛ – ГРАФИК ДИЗАЙН» подписано в печать 10.03.2015. формат 60х84/<sub>8</sub>. бумага офсетная. печать офсетная. объем 10,5 печ. л. тираж 600 экз. отпечатано с готового оригинал-макета в типографии 000 «Трек принт» ул. Юровская. д. 92, оф. 1, г. Москва, 125466

### Ежеквартальный научнотехнический журнал «ВЕСТНИК «НПО имени С.А. Лавочкина»

# Издается с 2009 года

Основные тематические направления – ракетная и космическая наука и техника. Непилотируемые средства для исследования планет и космического пространства – проектирование, расчет, математическое моделирование, производство, эксплуатация, управление полетом, баллистика и др.

BECTHINK

Подписку можно оформить на почте. Подписной индекс № 37156 в каталоге «ГАЗЕТЫ И ЖУРНАЛЫ» (РОСПЕЧАТЬ)

BECTHUK

BECTHIK (23)

**3K30** 2018

> адрес редакции: 141400 Московская область, г. Химки, ул. Ленинградская, д. 24 телефоны: (495) 575 55 63 (495) 575 54 69 факс: (495) 572 00 68 vestnik@laspace.ru

http://www.vestnik.laspace.ru

Журнал адресован ученым, специалистам, аспирантам и студентам научноисследовательских институтов, университетов и промышленности, занимающихся решением теоретических и практических проблем космонавтики



## НАШЕМУ ЖУРНАЛУ исполнилось 5 ЛЕТ.

За прошедшие годы он завоевал широкий круг российских и зарубежных читателей – ученых, инженеров, аспирантов и студентов космической науки и техники. За последние три года на сайте журнала в сети ИНТЕРНЕТ (http://vestnik.laspace.ru/) зарегистрировано более **100 тысяч** скачиваний статей.



### НОВЫЕ КОСМИЧЕСКИЕ РЕНТГЕНОВСКИЕ ТЕЛЕСКОПЫ

	АRT-ХС (РОССИЯ)	eRosita (ГЕРМАНИЯ)
диапазон, кэВ	6–30	0,5–10
поле зрения, угл. мин	25	50
угловое разрешение, с	60	15
энергопотребление		
(в рабочем режиме), Вт	300	405
масса, кг	350	740